TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA — PAŹDZIERNIK 1937 r. Nr. 10

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

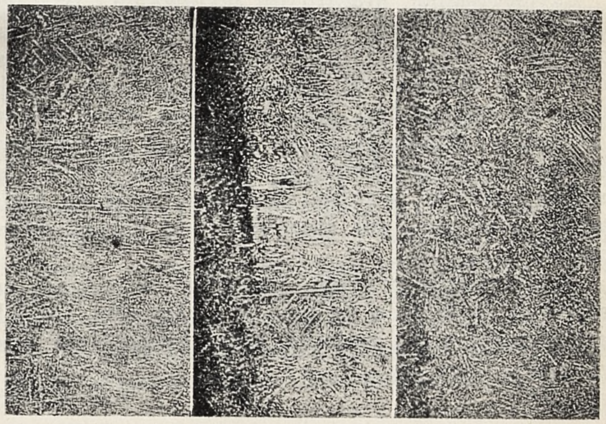
O STELLITOWANYCH GRZYBKACH I GNIAZDACH ZAWOROWYCH

Inż. KONRAD KORNFELD

Ewolucja materiałów na zawory wydechowe i gniazda zaworowe zatrzymała się na okres kilkuletni z chwilą zastosowania na te części stali o budowie austenitycznej. Stal austenityczna chromowo-niklowo-manganowa [1]) o współczynniku rozszerzalności 22×10^{-6} w zakresie temperatur 20° — 300°C gwarantuje tak dobrze szczelność gniazd głowic z stopów glinowych (wsp. rozsz. ok. 23×10^{-6}) że inne zalety innych materiałów poszły w cień. Stal austenityczna krzemowo-chromowo-niklowo-wolframowa [2]) z ewentualnymi dodatkami molibdenu i wanadu okazała się bezkonkurencyjnym materiałem na zawory wydechowe nietylko dzięki doskonałym własnościom wytrzymałościowym w podniesionych temperaturach, ale też i dzięki temu, że w postaci azotowanej stanowi doskonały trzonek zaworu, nie nastręczający trudności w doborze materiału i wymiarów prowadnicy zaworu. Do czasu zastosowania paliwa etylizowanego można było uważać materiały gniazd i zaworów wydechowych za całkowicie spełniające swoje zadania, jakkolwiek gniazda zaworowe stalowe były nieco za miękkie w pracy i zbyt łatwo odkształcały się plastycznie. W obawie przed wybijaniem się gniazd liczni konstruktorzy stosowali na gniazda zaworowe twardsze rodzaje bronzalów z dodatkiem niklu lub manganu, unikając austenitycznej stali.

Łatwość, z jaką stal austenityczna nierdzewna daje się spawać, naprowadziła na myśl, by gniazda

×10 Traw. Br.+HCL



Rys. 1.

Stellit nadlewany wewnętrznym stożkiem palnika acetylenowego o zużyciu acetylenu:
400 l/godz. 300 l/godz. 200 l/godz.

zaworowe pokrywać twardszym stopem na stożkach. Po szeregu badań wybrano w Ameryce[1]) za stop do wylewania gniazd zaworowych stellit Haynes Nr. 6, lub bliski mu stellit Deloro Nr. 10. Wybrany stellit należy do grupy stopów kobaltu z chromem i wolframem, jakie stosuje się do skrawania[2,3]) dzięki niemal zupełnej niezmienności ich twardości także w temperaturach rzędu 500 — 600°C. Stelli-

[1]) Ang. norma D. T. D. 247: 0.5—0.6% C; 11.5—12.5% Ni; 4,8—5,2% Mn; 3,0—4,0% Cr; 0,4—0,7% Si. Twardość Hb $\geqslant$ 141 kg/mm²; wytrzymałość na rozerwanie 80—100 kg/mm².

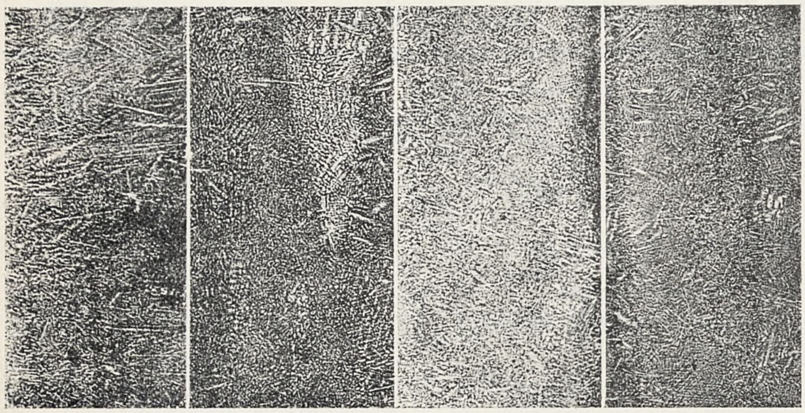
[2]) D. T. D. 49 B; 0,35—0,50% C; 1—2,5% Si; Mn < 1,5%; Ni > 10%; 12—16% Cr; 2—4% W. Twardość Hb < 269 kg/mm²; U Izod > 2 kgm.

[1]) E. Schmidt i H. Mann, A. T. Z. — Automobiltechnische Zeitschrift 39 (1936) Nr. 12 str. 303/12.

[2]) L. Jasiewicz, Przegląd Górniczo - Hutniczy 19 (1927) Nr. 9. str. 249/70.

[3]) I. Feszczenko - Czopiwski. Metaloznawstwo, T. II. Warszawa 1934, str. 256/63.

X10 Traw. Br.+HCL



Rys. 2.
Stellit nadlewany środkiem płomienia palnika acetylenowego o zużyciu acetylenu:
400 l/godz. 300 l/godz. 200 l/godz. 100 l/godz.

ty do skrawania wykazują twardość ok. 56 — 62 stopni Rockwella skali C dzięki znacznej zawartości węgla i wolframu. Stellity na gniazda zaworowe wykazują przed nałożeniem na gniazdo twardość Rc = 45 — 50", a ich skład chemiczny jest następujący:

Nazwa	temp. topl	%Co	%Cr	%W	%C	%Si
Haynes Nr. 6	1275°C	65	27	4	1,35	2,7
Deloro Nr. 10		40—50	25—30	15—20	2,5—2,7	—
—		68.2	26.5	4.20	0.8	0.3
—		60,8	26,6	10,4	0.87	2,3
—		59,6	30,3	6.63	0.6	2,4

Zastosowanie stellitu do wylewania przylgni gniazd zaworowych usunęło wybijanie gniazd zaworowych, ale ucierpiały na tym stożki zaworów, gdyż jako miększe od gniazd zaczęły one z kolei silnie się odkształcać pod wpływem łusek nagaru i okruchów, osiadających na gnieździe zaworowym. Wyjścia z niepowodzenia poszukano na utartej już drodze pokrycia przylgni stożkowej zaworu takim samym stellitem, jak stosowany do gniazd zaworowych.

Stellitowanie przylgni zaworów rozwiązało zagadnienie wybijania się gniazd i zaworów, jednakże postawiło nowe zadanie, które szczególnie ostro zarysowało się w przypadku silników, pracujących na paliwie etylizowanym. Podczas stellitowania nagrzewa się stal do temperatury bliskiej topienia, i wskutek tego następuje w grzybku zaworu silny bardzo wzrost ziarna austenitu. Na skutek zwiększenia się ziarna traci stal austenityczna bardzo znacznie na własnościach antykorozyjnych. W pierwszej chwili starano się usunąć niedogodność przez pokrycie stellitem także i talerzyka zaworu od strony głowicy, ale rozwiązanie to przyniosło nową niespodziankę, mianowicie urywanie się grzybków zaworowych. Powodem urywania się grzybków było zwiększenie sił bezwładności, działających na trzonek, gdyż grzybek stellitowany był cięższy ze względu na to, że stellit posiada ciężar właściwy około 9,2 — 9,6 zależnie od zawartości wolframu i chromu, podczas gdy ciężar stali DTD 49A nie przekracza 8 kg/dm³. Przewodnictwo cieplne stellitu jest o 30% gorsze jak stali DTD 49A, a ciepło właściwe niemal takie samo, to też stellit na talerzyku utrudniał odprowadzenie ciepła. Wada była widoczna szczególnie w zaworach o trzonku chłodzonym, gdzie ścianka pomiędzy przewodem, wypełnionym sodem, lub solami chłodzącymi musiała ulec zgrubieniu o warstwę stellitu, gdyż inaczej podczas nadlewania ścianka talerzyka mogłaby ulec stopieniu.

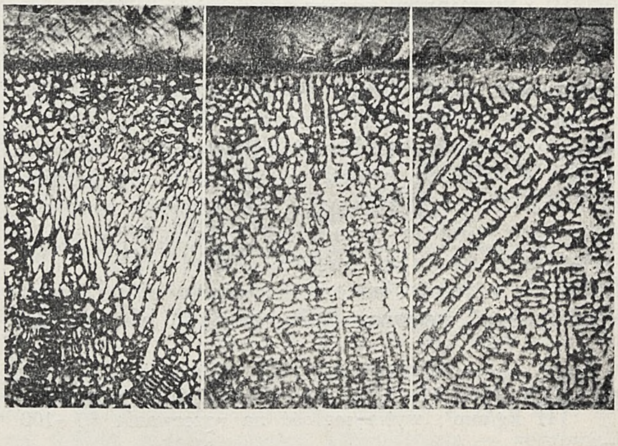
Dla uniknięcia tej ostatniej trudności zastosowano do pokrywania talerzyka nichrom o 75—80% Ni, 20—23% Cr; 0,2—1% Fe; ok. 1% Mn. i ok. 0,2—0,8% C. Zawartość węgla w zastosowanym nichromie ułatwia nadlewanie nichromu, zwiększa bowiem zakres topienia, przyczyniając się do lepszej płynności po stopieniu. Nichrom ten obok tego, że jest trzykrotnie tańszy od stellitu, posiada lepszą odporność na wpływy chemiczne w podniesionych temperaturach, jak stellit, jest ciągliwszy, lżejszy i posiada przewodnictwo cieplne zbliżone do przewodnictwa stali zaworowej. W obróbce przez skrawanie nastręcza nichrom mniej trudno-

X50 Traw. Br.+HCL



Rys. 3.
Stellit nadlewany środkiem płomienia palnika acetylenowego o zużyciu acetylenu:
400 l/godz. 300 l/godz. 200 l/godz.

X50 Traw. Br.+HCL



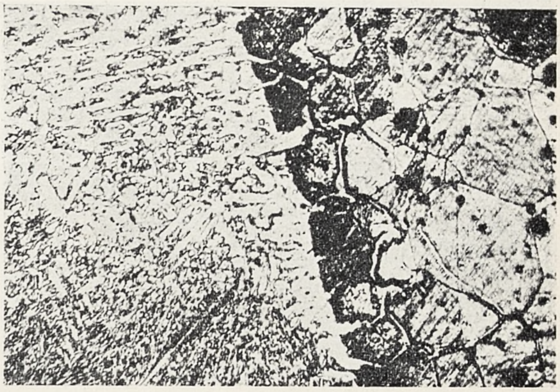
Rys. 4.
Stellit nadlany wewnętrznym stożkiem palnika acetylenowego o zużyciu acetylenu:
400 l/godz. 300 l/godz. 200 l/godz.

×10 Traw. Br.+HCL



Rys. 5.
Stelitt nałożony wewnętrznym stożkiem palnika 300-litrowego.

×50 Traw. Br.+HCL



Rys. 6.
Przejście stellitu w stal (jak rys. 5.).

ści, jak stellit, a podczas nadlewania nie powoduje poważniejszych trudności, jeżeli jego zawartość węgla jest dostatecznie wysoka, a sposób nadlewania jest racjonalny pod względem spawalniczym.

Poniżej podano w zestawieniu niektóre ważne techniczne własności materiałów, używanych do wyrobu stellitowanych elementów wydechowych. Własności niżej podane zależą silnie od składu chemicznego i w poszczególnych wypadkach można stwierdzić odchyłki dochodzące do 15% podanych wartości.

Własność		Stal D.T.D. 247	Stal D.T.D. 49 A	Stellit Haynes 6	Nichrom 80/20
Ciężar właśc. kg/dm^3		7,9	8	9,3	8,3
Przewodnictwo cieplne		0,04	0 033	0,02	0 03
Ciepło właściwe		0, 05	0 105	0,1	0,106
Współcz. rozsz. $\times 10^{-6}$	20—100°C	20	16 9	17,0	14 0
" " "	20—300°C	22	17.3	17.5	14.4
" " "	20—500°C	23.5	17,7	18.0	14 7
Temp. topliwości °C		ok. 1350	ok.1350	ok.1250	ok.1375

Technologia stellitowania jest stosunkowo prosta. Przygotowane do stellitowania z gruba otoczone, niegwintowane gniazdo umieszcza się w miedzianym zagłębieniu uchwytu, który obraca się powoli. Trzymając palnik w jednym miejscu bez przerwy, ogrzewa się stopniowo całe gniazdo, doprowadzając część, przeznaczoną do nastellitowania, do temperatury bliskiej temperatury topienia w sposób ciągły. Podczas podgrzewania staramy się stal tak ogrzać, by najwyższa temperatura nie sięgała za daleko od warstwy wierzchniej. Spawanie, jak i wstępne ogrzewanie, trzeba przeprowadzić redukującą, to znaczy świecącą częścią płomienia. Najdogodniej jest zregulować palnik w ten sposób, żeby cały płomień był mniejwięcej trzy razy dłuższy, niż wewnętrzna część płomienia u ujścia palnika. Należy zastosować nieznaczny nadmiar acetylenu, by nie wywołać powstania zbyt grubej warstwy zgorzeliny (zendry) na stali i nie utlenić stellitu. Zbyt duży nadmiar acetylenu powoduje nawęglenie stellitu, a więc i wzrost twardości i kruchości stellitu. Zbyt wysoka temperatura nadlewania stellitu powoduje powstanie grubej budowy, skłonnej do tworzenia porów, kruchszej i mniej odpornej na korozję.

Wpływ rodzaju płomienia i wielkości palnika na budowę warstwy nastellitowanej podają rys. 1 — 4. Im mniejszy palnik stosuje się, tym drobniejsze dendryty przedstawia budowa stellitu, jak to widać z rys. 1 i 2. Rys. 1 obejmuje zestawione budowy, otrzymane podczas stellitowania gniazd zaworowych palnikami różnej wielkości, które prowadzono podczas spawania w ten sposób, że koniec wewnętrznego stożka płomienia palnika ślizgał się po powierzchni, na którą nakładano stellit. Stel-

×250 Traw. Br.+HCL



Rys. 7.
Szczegół rys. 6.

×500 Traw. Br.+HCL



Rys. 8.
Stellit przegrzany.

×10 Traw. Br.+HCL



Rys. 9.
Stellit nałożony palnikiem 300-litrow., prowadzonym z daleka.

×50 Traw. Br.+HCL



Rys. 10.
Przejście stellitu w stal.

lit nakładano w trzech warstwach, jednakże wysoka temperatura płomienia dzięki obranemu prowadzeniu palnika powodowała zupełne stopienie się wszystkich trzech warstw w jedną, tak że nawet w przypadku palnika o zużyciu tylko 200 l acetylenu na godzinę jedynie z trudem można wyodrębnić ślady granic warstw.

Rys. 2. przedstawia stopniowanie budowy, uzyskanej po spawaniu tymi samymi palnikami, jednak wykonane w ten sposób, że palnik prowadzono nieco dalej od powierzchni nadlewanej. W tym wypadku palnik uregulowano tak, że wewnętrzny stożek był 3 razy niższy od całej długości płomienia. Spawanie uskuteczniono połową zewnętrznego stożka, prowadząc tak palnik, by wierzchołek wewnętrznego stożka był odległy o długość tegoż stożka od powierzchni chwilowo stapianej. Taki sposób spawania nie pozwolił tylko w przypadku zastosowania palnika o przepływie 400 l. na godz. na rozgraniczenie warstw a nawet w przypadku zastosowania palnika o 300 l/godz. pozwolił wyzyskać drobnoziarnistą budowę stellitu bez długich trzonowych igieł dendrytów. Palnik 100-litrowy okazał się zbyt powoli pracującym, i tylko z trudem udawało się stellit wtopić w stal. Najlepszą budowę przy równoczesnym dobrym stopieniu wytworzyło nadlewanie palnikiem 200 i 300-litrowym.

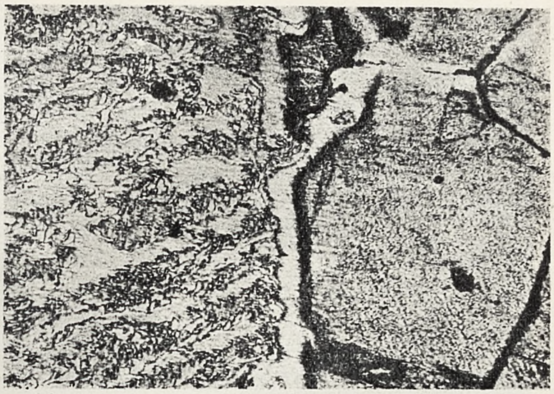
Jak z obserwacji powyższych wynika, zastosowanie zbyt intensywnego ogrzewania stellitu podczas spawania bądź to przez pracę najwyższą temperaturą palnika, bądź to zbyt dużo ciepła doprowadzającym, za dużym palnikiem powoduje powstanie gruboiglastej budowy. Pozostawanie stellitu przez zbyt długi czas w stanie płynnym i pod działaniem gorących gazów ułatwia pochłanianie tych gazów przez stellit, a to z kolei staje się powodem dużej ilości braków. Zbyt duży płomień powoduje podniesienie temperatury okolicy miejsca chwilowo upłynnionego na większym obszarze, niż tego wymaga spojenie stali ze stellitem, a w ten sposób powstaje na powierzchni zestalonej więcej tlenków, które jako jeszcze twardsze, niż stellit powodują trudności w obróbce nastellitowanego gniazda. Spawanie płomieniem słabszym nagrzewa niższe warstwy stellitu do temperatury, powodującej zmniejszenie naprężeń i ujednorodnienie budowy przez dyfuzję; wyników tych nie można osiągnąć silnym palnikiem, który nadłożone już skrzepłe warstwy doprowadza do ponownego stopienia. W przypadku silnego palnika, gdy następuje upłynnienie i uprzednio nałożonych warstw, skutek pod względem budowy jest taki sam, jakgdyby nadlano jedną tylko warstwę stellitu. Jeżeli uwzględnimy fakt, że zewnętrzną warstwę stellitu usuwa się niemal doszczętnie, lub doszczętnie podczas obróbki nastellitowanej powierzchni, dojdziemy do wniosku, że raczej należy pracować mniej ekonomicznie, spawając chłodniej, niż wytwarzać gniazda mniej pewne co do jakości i narażać się przy tym na dużą ilość braków ze względu na tlenki i pory w stellicie.

Rys. 3 i 4 dają możność potwierdzić na podstawie obserwacji mikrostruktury wyciągnięte wyżej wnioski na podstawie makrostruktury. Rys. 3 przedstawia budowę bardziej jednorodną, w przypadku palnika 200-litrowego pozbawioną nawet charakteru choinkowego, natomiast budowa na rys. 4 jest wybitnie choinkowa i to tym bardziej niejednorodna, im większy palnik zastosowano.

Wydawać by się mogło, że spawanie silniejszym palnikiem ogrzewa stal napawaną głębiej, powodując lepsze spojenie stellitu z stalą. Rys. 5 podaje fragment budowy gniazda, nastellitowanego przy użyciu palnika 300-litrowego z prowadzeniem palnika końcem wewnętrznego stożka płomienia po stali. Obserwujemy długie igły w stellicie, pomiędzy którymi widać większe i mniejsze pory. Rys. 6. wykazuje, że od stali oderwały się niektóre kryształy, tak że przetopienie i zlanie się obu materiałów wydaje się bardzo dobre. Szczegół tego samego miejsca, podany na rys. 7, wskazuje, że oddzielone kryształy stali są b. silnie utlenione. a występujące na granicach kryształów stali tlenki chromu stawiają wartość spojenia pod znakiem zapytania. Stellit wykazuje budowę silnie zróżniczkowaną i niepozbawioną drobnych wtrąceń tlenków, jak to podaje rys. 8.

Porównanie rys. 9 z rys. 5. przedstawia korzyści zastosowania spawania z większej odległości w postaci już omówionej drobniejszej budowy stellitu i mniejszej skłonności do tworzenia porów. Przenikanie stellitu w świetle porównania rys. 6 i 10 nie przedstawia się gorzej, natomiast porównanie rys. 7 i 11 wypada korzystniej dla

×250 Traw. Br.+HCl.



Rys. 11.
Szczegół rys. 10.

×250 Traw. Br.+HCl.



Rys. 12.
Stellit dobry.

rys. 11, w którym pomiędzy stalą a stellitem wytworzyła się warstwa defuzyjna uboga w węgiel, a więc mniej krucha. Stellit z rys. 12 przedstawia budowę znacznie równomierniejszą, niż stellit z rys. 8.

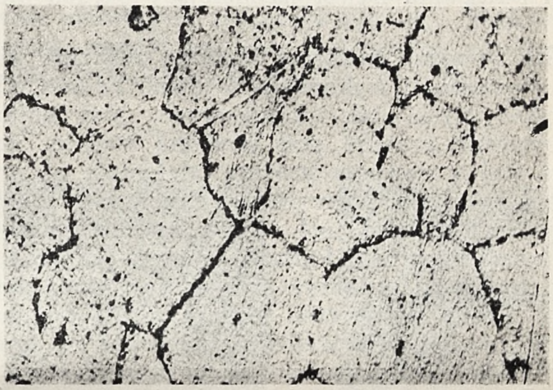
Austenit stali w strefie bliskiej stellitu jest bardzo silnie rozrośnięty. Porównanie rys. 6, 11 i 13. z uwzględnieniem różnic powiększeń wskazuje, że ziarno na rys. 6 (bezwzględna wielkość) jest niemal 3 krotnie tak grube jak na rys. 11, a prawie dziesięciokrotnie większe od grubości ziarna w miejscu odległym o ok. 8 mm od miejsca spawania, które to ziarno przedstawia rys. 13. Ze względu na to, że głównie uderzenia przenosi stellit, gra grubość ziarna austenitu rolę podrzędną. Niemniej jednak zbytnia grubość ziarna austenitu utrudnia uzyskanie gładkich powierzchni gwintów, a to następnie odbija się na wkręcaniu gniazd w głowice. Rys. 14 — 16. podają wyniki spawania palnikiem 200-litrowym, prowadzonym daleko od powierzchni nadtapianej. Strefa przenikania stellitu wykazuje znacznie mniejsze utlenienie, niż na rys. 7 i 11, przejawiające się obecnością nielicznych z osobna zalegających tlenków.

Pomimo różnic współczynników rozszerzalności stali D. T. D. 247 i stellitu, oba materiały kurczą się bez odpękania, co pochodzi stąd, że niżej nagrzana podczas spawania stal posiada większy współczynnik rozszerzalności, mniej zaś rozszerzający się stellit był za to nagrzany do wyższej temperatury.

Nastellitowane gniazdo toczy się „Widią", i tu podczas toczenia dochodzą do głosu defekty spawania w różnej postaci. Nadmiar acetylenu w palniku powoduje nawęglenie lokalne stellitu, podnosząc twardość i uniemożliwiając obróbkę. Gruba budowa stellitu i obecność tlenków objawia się tworzeniem głębokich wyrw, które z pozorów podobne są do porów, jakkolwiek ułożenie ich na obwodzie po torze noża zdradza ich pochodzenie. Gdy nóż trafia na twardy tlenek, lub przecina twardą igłę, tępi się ostrze i podskakując, wciska twarde okruchy pod nóż, wyłupując niedość dobrze związane z osnową stopu kruchsze jego składniki.

Dzięki różnicy twardości stellitu i stali otrzymuje się na czole gniazda po obróbce pewną minimalną (2—5 mikr.) różnicę poziomów stali i stellitu, która zwłaszcza naskutek dużych różnic w sposobie odbijania światła przez te dwa materiały daje złudzenie odstawania stellitu od stali.

×500 Traw. Br.+HCL



Rys. 13.
Austenit w głębi po za szwem.

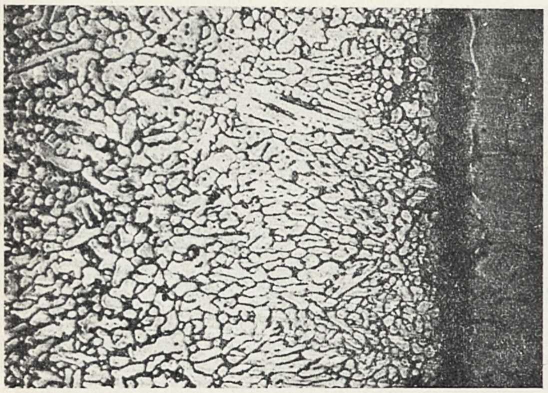
Rys. 17. przedstawia umyślnie pogięte gniazda stellitowane. Jakość przylegania stellitu jest bezspornie najwyższej klasy, jak świadczy o tym fakt, że pomimo spękania stellitu, jako stopu nie zno-

×10 Traw. Br.+HCL



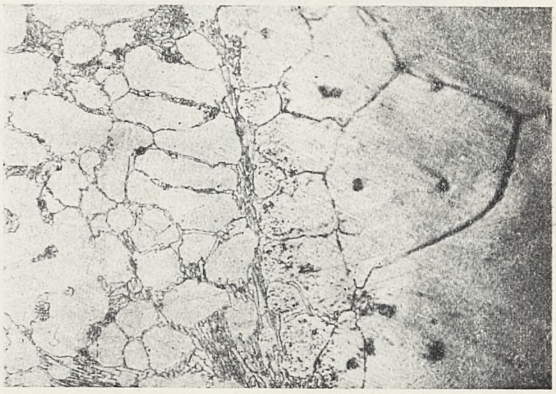
Rys. 14.
Stellit nadłożony palnikiem 200-litrowym, prowadzonym z daleka.

×50 Traw. Br.+HCL



Rys. 15.
Przejście stellitu w stal.

×250 Traw. Br.+HCL



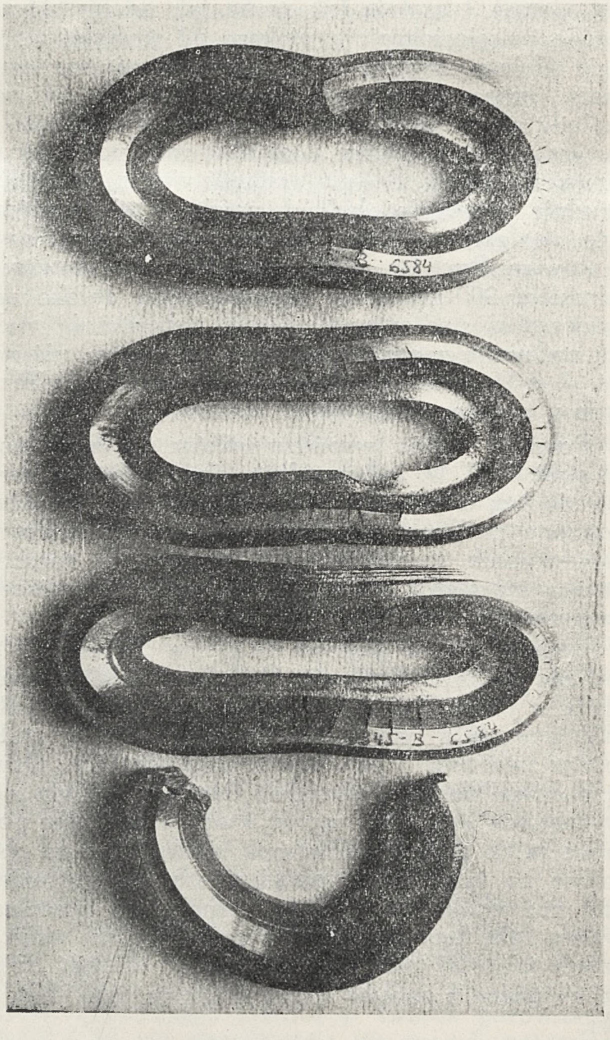
Rys. 16.
Szczegół rys. 15.

szącego trwałych poważniejszych odkształceń, nie uległ odłupaniu nawet najmniejszy okruch stellitu.

Stellitowanie zaworów wymaga znacznie większej staranności wykonania zarówno ze względów fabrykacyjnych, jak i silnikowych. Stal gniazda zaworowego pracuje pod powłoką stellitu, natomiast stal w zaworze pracuje odsłonięta na przestrzeni przejścia z grzybka w trzonek. Z punktu widzenia spawacza jest robota trudniejsza z powodu niekorzystnego kształtu zaworu, jak też i dla tego, że trzeba połączyć z sobą trzy różne materiały. Różne wytwórnie stosują nieco odmienne sposoby nadlewania stellitu i nichromu na zawór. a przykład różnic starano się pokazać na rys. 18 i 19. Rys. 18 przedstawia przekrój przez grzybek zaworu, wykonany przez jedną ze znanych firm zagranicznych. Warstwa stellitu jest dość gruba i sięga tylko kilkoma milimetrami poza granicę przylgni, wychodząc na denko zaworu. Na denku zastosowano jako warstwę ochronną nichrom. ale jedną falę na obwodzie denka nałożono ze stellitu, który przetopiono razem z nichromem. Warstwa przejściowa ma zapobiec odkruszeniu stellitu na samym końcu przylgni zaworu. Tę samą trudność rozwiązała w podobnym zaworze wytwórnia krajowa, stosując ostrzejszy kontur przekroju rdzenia stalowego i cieńszą warstwę stellitu, zachodzącą także na denko zaworu. Zamiast „podeprzeć" stellit nichromem, zastosowano „naciągnięcie" na stal, zyskując przy tym na ciężarze grzybka przez pocienienie powłoki. Rzecz oczywista. że precyzja wykonania cienkiej powłoki musi być większa co widać zresztą z równomierności grubości warstwy nałożonej.

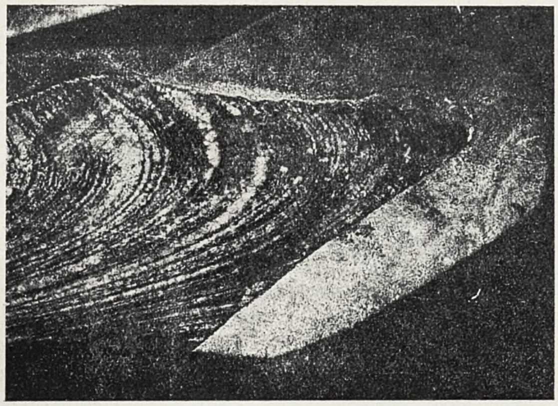
Spojenie stali D. T. D. 49 A ze stellitem nie nasuwa specjalnie większych trudności w porównaniu ze stellitowaniem stali D. T. D. 247. Widać to zarówno z rys. 18 i 19, jak też z rys. 20. Dobre przeniknięcie nichromu w stellit, tak, jak je pokazano na rys. 20 i 21 nastręcza pewne trudności, które poniżej omówimy, a które wiążą się też i z dużą różnicą temperatur topliwości i zakresów krzepnięcia tych stopów. Przedstawiony na rys. 21 przykład jest dowodem, że można zlać oba stopy w taki sposób, że wykrycie granicy pod silnym powiększeniem jest niemal niemożliwe (rys. 22).

Dobre stopienie obu stopów jest uwarunkowane dobrym przygotowaniem nichromu do spawania, a przygotowanie to polega na umiejętnym podgrzaniu pałeczki, które musi być tak wykonane, by topienie było szybkie, pomimo że kontakt nichromu z utleniającym stożkiem płomienia będzie krótki. Topienie odbywa się płomieniem o lekkim nadmiarze tlenu, to też nichrom musi zawie-



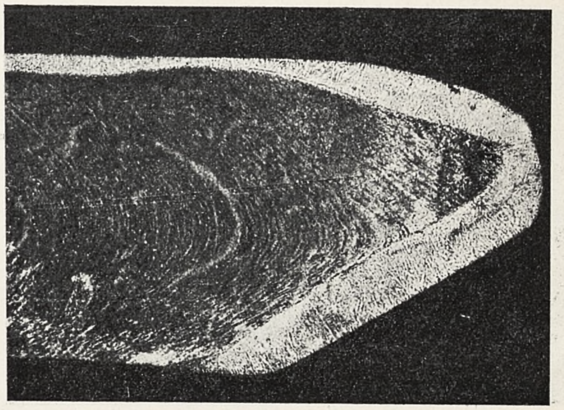
Rys. 17.
Przyleganie stellitu, widoczne po zgięciu napawanych gniazd.

×7 Traw. HCL+Br.



Rys. 18.
Stellitowany zawór zagraniczny.

×7 Traw. HCL+Br.



Rys. 19.
Stellitowany zawór krajowy.

rać nieco węgla, który chroni chrom zawarty w stopie od częściowego utlenienia. Tlenki chromu, wytworzone przez zbyt silnie utleniający płomień lub przez zbyt gwałtowne albo przedłużone działanie płomienia, utrudniają połączenie się obu rodzajów stopów nadlewanych, a jako twarde powodują dalsze komplikacje w obróbce i po obróbce talerzyka zaworu.

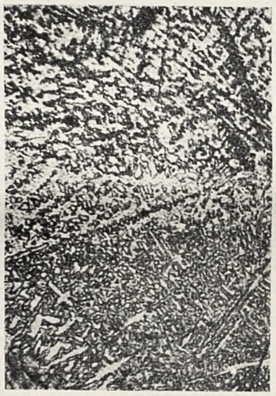
W przypadku zastosowania metody stellitowania, pokazanej na rys. 19, mają tlenki na granicy pomiędzy stellitem a nichromem mniejsze znaczenie, aniżeli w przypadku sposobu, przedstawionego na rys. 18, gdzie nichrom niesie niejako na sobie stellit. W przypadku sposobu z rys. 19, ważniejszą gra rolę wtopienie stopów w stal. Przy dobrym prowadzeniu palnika i lekko utleniającym płomieniu nadlewa się nichrom dobrze i jak to pokazano na rys. 24 bardzo dobrze przenika do stali. Stellit, napawany płomieniem zrównoważonym bez nadmiaru tlenu i acetylenu, przenika również dobrze, jak w stal D. T. D. 247 (rys. 25). Napawanie płomieniem utleniającym powoduje utlenienie stellitu, a przy tym i stali, jeżeli płomie jest zbyt „ostry". Naogół stal D. T. D. 49 A utlenia się trudniej podczas stellitowania, niż stal D. T. D. 247. Budowę stellitu mocno ujednorodnioną przez dodatkowe ogrzewanie podczas pokrywania denka nichromem pokazuje rys. 26. Budowę nichromu, naogół bardziej jednorodną niż budowa stellitu, przedstawiono na rys. 27 i 28.

×7 Traw. Br.+HCL



Rys. 20.
Miejsce styku stali, nichromu i stellitu na zaworze.

×35 Traw. Br.+HCL



Rys. 21.
Strefa przejścia pomiędzy nichromem a stellitem na zaworze.

×350 Traw. Br.+HCL



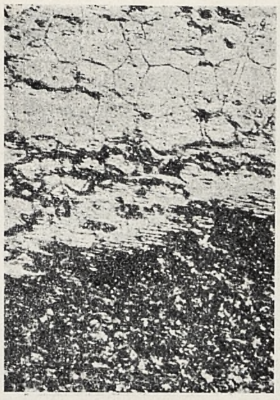
Rys. 22.
Strefa przejścia stellitu w nichrom na zaworze stellitowanym.

×350 Traw. Br.+HCL



Rys. 23.
Tlenki chromu na przejściu pomiędzy nichromem a stellitem na zaworze.

×70 Traw. Br.+HCL



Rys. 24.
Przejście od stali w nichrom.

×70 Traw. Br.+HCL



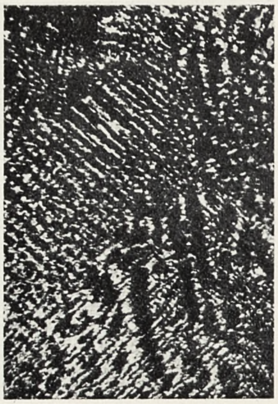
Rys. 25.
Przejście od stellitu w stal.

×350 Traw. Br.+HCL



Rys. 26.
Nadlany stellit.

×35 Traw. Br.+HCL



Rys. 27.
Nadlany nichrom.

×350 Traw. Br.+HCL



Rys. 28.
Nadlany nichrom.

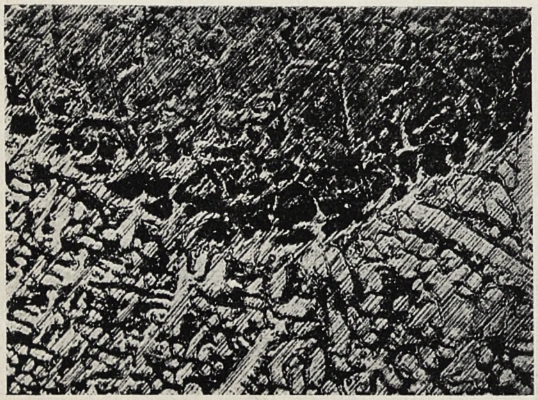
Podczas stellitowania zaworów trzeba zwrócić szczególnie baczną uwagę na ogrzewanie stożka przylgni u jego podstawy. Jest to dzięki kształtowi ostremu i małej masie najłatwiejsze miejsce do przegrzania. Podczas przegrzania stellit wnika głęboko pomiędzy utlenione ziarna austenitu, a w rezultacie otrzymujemy kruchy szkielet stalowy w tym miejscu, gdzie najłatwiej o wyszczerbienie grzybka podczas pracy. Przykłady przegrzania zaworu w stellitowaniu podają rys. 29 i 30.

Podczas nadlewania zaworów stellitem występują te same trudności, jakie omówiono wyżej podczas opisywania stellitowania gniazd zaworowych, a ponadto jeszcze pewne trudności nasuwa nadlewanie nichromu. Nichrom chciwie pochłania gazy, a szczególnie CO i węglowodory. Ze względu na wąski zakres temperatur krzepnięcia nichromu i dość znaczną szybkość stygnięcia, wydzielane podczas krzepnięcia nadmierne ilości gazów nie zawsze zdążą ujść i bardzo często pozostają w nichromie w postaci pęcherzyków i porów. Pory takie, ujawnione podczas obróbki nie przyczyniają się do wzbudzania zbytniego zaufania do zaworu, jakkolwiek są zupełnie nieszkodliwe w pracy. Rys. 31 przedstawia denka zaworów silnika jednej z przodujących wytwórni zagranicznych. Zawory przepracowały w eksploatacji 100 godzin i następnie oczyszczone z nagaru poddane zostały oględzinom. Stwierdzone pory w nichromie były wypełnione nagarem bez śladów wyżarć, czy działania wnikającego nagaru. Na jednym z zaworów (prawy w górnej warstwie na rys. 31) wykryto wężykowatą skazę, podobną do pęknięcia. Jest to, jak następne badania wykazały, gniazdo tlenków chromu takich samych, jak na rys. 23.

Celem zmniejszenia ryzyka powstania zbyt dużych pęcherzyków w nichromie trzeba napawać nichrom płomieniem lekko utleniającym. Zbyt duży nadmiar tlenu, który przejawia się niespokojnym, bardzo zmiennym płomieniem palnika, powoduje powstawanie wężyków tlenków chromu, które są o tyle groźne, że nie ma sposobu zupełnie pewnej oceny zaworu. Przez wybieranie „wężyków" można dowieść, że warstwa z tlenkami sięga płytko, i taki zawór z lokalnie cieńszą warstwą nichromu można bez żadnych obaw zastosować na silnik. Bez wybierania trudno jest ocenić, czy „wężyk" nie przecina nichromu i nie stwarza niebezpieczeństwa oderwania się łuski nichromu wskutek drgań, czy też jest lokalnym błędem powierzchniowym. Bardziej niebezpieczne są „wężyki" tlenkowe na granicy pomiędzy stellitem a nichromem. Dzięki dużym różnicom współczynnika rozszerzalności pomiędzy stalą i stellitem, a nichromem może takie złoże tlenków spowodować odpęknięcie nichromu od stellitu, a wtedy łatwo o korozję w pracy wzdłuż granicy tych dwu materiałów.

Przez otulanie pałeczek nichromu przed spawaniem powłoką z boraksu lub mieszaniny boraksu z kwasem borowym utrudnia się dostęp tlenu do nichromu, a powstałe tlenki usuwa się w po-

×70 Traw. HBr. HNO_3



Rys. 29.
Stellitowanie przeprowadzane przy temper. za wysokiej. Austenit nadtopiony. Stellit wniknął między ziarna austenitu.

×350 Traw. HBr. HNO_3



Rys. 30.
To samo co rys. 29.



Rys. 31.
Pory w nichromie dobrze pracujących zaworów.

×7 Traw. Br.+HCL



Rys. 32.
Podczas stellitowania nadtopiona na pasmach węglików stal D.T.D. 49A.

staci rzadkopłynnego żużla. I ten środek jednak nie pozwala na 100%-owe usunięcie powodów powstania porów, jeżeli nichrom jest gęsto płynny, czy to przez niedomiar węgla w pierwotnym składzie, czy też na skutek odwęglenia podczas spawania. Wprawny spawacz łatwo pozna nichrom o zbyt małej zawartości węgla, gdyż trudno spływa z pałeczki i topi się tylko lokalnie, trudno łącząc się z nałożoną warstwą. Dobry nichrom o zawartości węgla tak dużej, że odwęglenie przez płomień nie jest w stanie zmniejszyć jego płynności, spływa równomiernie kroplami i szeroko rozlewa się na denku zaworu.

Szczególnie trudne jest pokrywanie zaworów o trzonkach napełnionych solami chłodzącymi lub metalicznym sodem. Temperatura spawania (ok. 1400°C) przekracza temperaturę wrzenia metalicznego sodu o około 450°C. Dzięki temu w trzonku zaworu znajdują się przegrzane pary sodu pod bardzo silnym ciśnieniem. Jeżeli ścianka denka zaworu jest cienka, lub materiał wybitnie pasmowy o pasmach wychodzących nazewnątrz, pary sodu przedostają się nazewnątrz i eksplodują, wyrzucając płynny nichrom. Rzecz oczywista, że zawory po eksplozji nie nadają się do użytku, bo powtórne napełnienie sodem jest niemożliwe. Wypadki typowe dla eksplozji zaworów podczas pokrywania ich denek nichromem przedstawiono na rys. 32 i 33. W przypadku rys. 32. stal posiadała budowę wybitnie pasmową ze skupieniami węglików. Pod wpływem temperatury spawania powstał na pasmach węglików ledeburyt, topiący się w temperaturach poniżej 1200° (w przypadku stali czystowęglowej 1145°C.). Upłynnienie pasm niżej topliwych otworzyło drogę parom sodu, które eksplodowały, odrywając już nałożoną warstwę nichromową. Rys. 33. przedstawia przekrój zaworu, który miał zbyt cienką ścianę i pod wpływem korodującego działania par sodu na gorąco nastąpiło przerwanie ścianki wzdłuż pasma bogatszego w węgliki i w następstwie naderwanie warstwy nichromu i eksplozja podczas spawania.

Obecność grubych pasm węglików w stali zaworowej z dwu powodów przyczynia się do eksplozji. Z jednej strony przetapia się podczas spawania pasma, bogatsze w węgiel, dzięki lokalnemu tworzeniu się ledeburytu, z drugiej strony po bogatych w węgiel pasmach łatwo dyfunduje w głąb stali nichrom, wytwarzając w ten sposób stop Ni — Cr — Fe — C, topiący się w szerokim zakresie temperatur, i dzięki temu w temperaturze spawania zbyt słaby, by móc stawić opór ciśnieniu par sodu. Taką dyfuzję nichromu wzdłuż pasm stali D. T. D. 49 A. w zaworze, który eksplodował, przedstawiono na rys. 34.

Jak z omówienia przebiegu wyrobu zaworów i gniazd zaworowych wynika, wymaga wyrób tych części dużego zrozumienia zadania przez wytwórcę. Staranny dobór używanych materiałów i dobre kierownictwo pracy, czułe na wygodę i bezpieczeństwo wykonawcy stellitowania, stanowią gwarancję dobrego wyrobu. Zmęczenie spawacza, lub obawa przed eksplozjami, złe narzędzia i przyrządy, brak spokoju w pracy, ale i brak nadzoru odbijają się fatalnie na jakości wyrobu i ilości braków. To też stała obserwacja pracy i jej wyników jest nieodzownym warunkiem nietylko postępu ale i utrzymania zdobytego uprzednio poziomu jakości wyrobu.

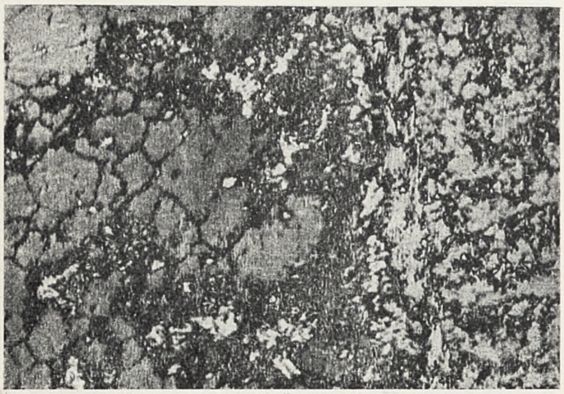
Przesadna obawa przed skutkiem nieznacznych wad powierzchniowych może doprowadzić do nie-

×7 Traw. Br.+HCL



Rys. 33.
Podczas stellitowania nadtopiona na wzbogaceniach węglików stal D.T.D. 49A.

×100 TRAW. Br.+HCL



Rys. 34.
Nichrom przenikający w nadtopioną na pasmach węglików stal D.T.D. 49A.

potrzebnego odrzucania elementów, które w pracy zachowują się nienagannie. Przykładem w przypadku nichromu jest tutaj rys. 31. Wielokrotne próby zaworów na hamowni i w locie, przeprowadzone na zaworach z porami w nichromie, zawsze dawały niezmienne odpowiedzi o zupełnej nieszkodliwości takich wad. Pory w stellicie wydawały się groźniejsze, gdyż przypuszczano, że będą służyć za zbiornik nagaru, który potworzy sterczące wysepki, powodujące nieszczelności. Jak pokazały wyniki prób na silnikach, stellit jest tak nie plastyczny, że nagar na powierzchniach stożkowych zostaje rozbity w pył i nieszczelności nie mają miejsca. Próby przeprowadzono tylko na zaworach i gniazdach z porami w stellicie albo mniej więcej w środku przylgni, albo na przylgni zaworu na granicy stożka od strony trzonka. Zaworów z porami w stellicie na krawędzi stożka przylgni, to znaczy na granicy talerzyka nie dopuszczano do prób, uważając, że ryzyko wyszczerbienia jest zbyt duże. Na części walcowej pod stożkiem zaworu występują czasem pory w stellicie. Pory takie, nie wychodzące poza obręb części walcowej ani na stożek przylgni ani na talerzyk nie spowodowały na próbach żadnych komplikacyj ani niedogodności w pracy.

Pokrywanie gniazd zaworowych i zaworów stellitem, jeżeli jest przeprowadzone racjonalnie i z uwzględnieniem postulatów materiałowych spawania oraz wymagań konstrukcyjnych z punktu widzenia pracy silnika, wydaje się chwilowo jednym z najpiękniejszych rozwiązań trwałego zaworu. Ale nie wolno zapominać o tym, że tylko drogą największego zbiorowego wysiłku i największej staranności można spełnić intencje dobrych rozwiązań konstrukcyjnych, więc i w przypadku zaworów stellitowanych trzeba stale obserwować proces i szukać dróg postępu.

NAPRĘŻENIA WTÓRNE POWSTAJĄCE W SZTYWNYCH WĘZŁACH KRATOWNICY*)

Inż. I. K. PROCENKO

Z oryginału „Wtoryczny je naprażenia, rozwiewajuszczyjesia w żestkich uzłach fermy", Tiechnika Wozdusznogo Floty, Nr. 5, 1935 r., str. 72—90, przetłumaczył inż. Mirosław Teraszkiewicz.

Zwykle stosowana metoda określania naprężeń w konstrukcjach kratowych opiera się na następujących założeniach i uproszczeniach: 1) pręty konstrukcji są połączone idealnymi przegubami, 2) osie prętów są proste, 3) geometryczne osie prętów konstrukcji przechodzą przez jeden punkt — środek przegubu oraz 4) siły zewnętrzne, działające na konstrukcję zaczepiamy w węzłach.

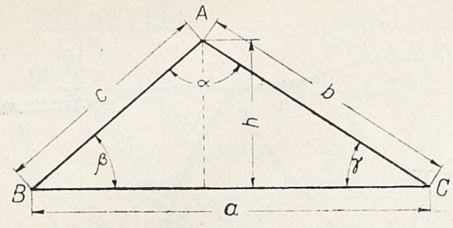
W konstrukcjach kratowych o węzłach nitowanych lub spawanych, szeroko stosowanych w budowie samolotów, zarówno jak i w praktyce budowlanej, pręty kratownicy nie mogą swobodnie zmieniać wzajemnego nachylenia, jak to ma miejsce w kratownicy o węzłach przegubowych. Pewne poddawanie się (trudno dające się ująć) skutkiem deformacji nakładek i nitów, może jednak częściowo zmieniać wzajemne nachylenie osi elementów kratownicy.

W konstrukcjach spawanych podobne zjawisko będzie miało również miejsce. Warunki swobodnego obracania się prętów nie zachowują się nawet w przegubowych węzłach kratownicy, ponieważ tarcie powstające w przegubie będzie przeciwdziałać temu obrotowi. W węźle powstanie moment przeciwdziałający swobodnemu obrotowi prętów dokoła osi węzła.

W ten sposób przeciwdziałanie obrotowi prętów w tym lub innym stopniu zawsze ma miejsce; skutkiem tego w prętach powstają momenty gnące, wywołujące dodatkowe naprężenia w elementach konstrukcji kratownicy. Poza tym, osie prętów nie zawsze przechodzą przez oś węzła, t. j. pręty posiadają pewną mimośrodowość, dającą moment gnący od siły osiowej; wreszcie ciężar własny prętów, przyjmowany jako obciążenie równomiernie rozłożone, również wywołuje dodatkowe momenty gnące.

Wyżej wymienione przyczyny powodują, że pręty kratownicy podlegają działaniu nie tylko sił osiowych ale także i momentów gnących — skutkiem sztywności węzłów, mimośrodowości oraz ciężaru własnego prętów konstrukcji — wywołujących dodatkowe naprężenia w prętach, które będziemy nazywać *naprężeniami wtórnymi*.

*) Referat wygłoszony na II Wszechzwiązkowej Konferencji dotyczącej konstrukcji lotniczych, luty 1935 r.



Rys. 1.

Do ostatnich czasów, naprężenia te w budowie samolotów rzadko były brane pod uwagę, tymczasem zaś, jak wskazuje doświadczenie, mogą one dosięgać wartości rzędu ponad 40 procent naprężeń, otrzymywanych metodą zwykle stosowaną, a więc oczywiście nie mogą być pomijane w obliczeniach. W związku z postawieniem na porządku dziennym kwestii kultury ciężarów w budowie samolotów i z ulepszeniem ogólnych metod obliczania wytrzymałościowego samolotu, nieuwzględnianie naprężeń wtórnych może doprowadzić do obniżenia spółczynników obciążeń dopuszczalnych, a stąd do zniszczenia samolotu. Odnosi się to specjalnie do materiałów o małym wydłużeniu, jak np. do stali chromomolibdenowych, które w ostatnich czasach znalazły szerokie zastosowanie w budowie samolotów.

Celem zapewnienia konstrukcji samolotu najlepszych warunków pracy zarówno pod względem wytrzymałościowym jak i co do ciężaru, należy dążyć do najbardziej dokładnego i pewnego obliczania nie tylko naprężeń pierwotnych ale i wtórnych.

Niniejszy artykuł podaje rozwinięcie jednej z metod obliczania naprężeń wtórnych, według której wykonano przeliczenie dźwigara chromomolibdenowego, poddanego następnie próbie statycznej.

Metoda określania naprężeń wtórnych

Istnieje kilka metod podejścia do badania naprężeń wtórnych. Wszystkie one opierają się na odkształceniach układu i na równowadze momentów każdego węzła kratownicy z osobna (suma momentów w węźle równa się zeru: $\Sigma M = 0$).

W niniejszej pracy za podstawę przyjęto metodę Manderl'a,[1]) w której momenty powstające w węzłach skutkiem ich sztywności, wyrażają się przez kąty τ, pomiędzy stycznymi do osi sprężystych na końcach prętów a odpowiednimi cięciwami.

Na podstawie danych obciążeń, znajdujemy z planu Cremony siły w prętych kratownicy. Następnie, na podstawie otrzymanych sił wyrażonych przez naprężenia, określamy deformacje kątów w trójkątach kratownicy.

Weźmy trójkąt ABC, o bokach a, b, i c oraz kątach α, β i γ leżących naprzeciwko odpowiednich boków trójkąta (rys. 1).

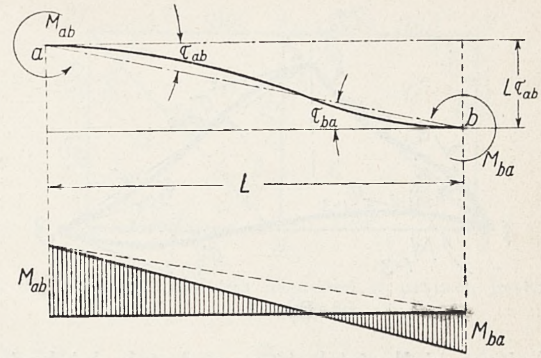
Bok

$$a = b \cdot \cos\gamma + c \cdot \cos\beta .$$

Różniczkując, otrzymamy przyrost długości pręta, t. j. bezwzględne jego wydłużenie:

$$\Delta a = \Delta b \cdot \cos\gamma - b \cdot \sin\gamma \cdot \Delta\gamma + \Delta c \cdot \cos\beta - + c \cdot \sin\beta \cdot \Delta\beta .$$

[1])Cecil, Vivian von Abo in ch. 89. Transaction of the American Society of Civil Engineers, 1926.



Rys. 2.

zauważywszy, że:

$$h = c \cdot \sin\beta = b \cdot \sin\gamma ,$$

$$\alpha + \beta + \gamma = 180^\circ$$

oraz że:

$$\Delta\alpha + \Delta\beta + \Delta\gamma = 0 ,$$

i podstawiając znalezione wartości w zróżniczkowane równanie, otrzymamy

$$\Delta\alpha = \operatorname{ctg}\gamma \left(\frac{\Delta a}{a} - \frac{\Delta b}{b}\right) + \operatorname{ctg}\beta \left(\frac{\Delta a}{a} - \frac{\Delta c}{c}\right). \quad (1)$$

W analogiczny sposób otrzymujemy deformacje pozostałych dwóch kątów trójkąta, t. j.

$$\Delta\beta = \operatorname{ctg}\alpha \left(\frac{\Delta b}{b} - \frac{\Delta c}{c}\right) + \operatorname{ctg}\gamma \left(\frac{\Delta b}{b} - \frac{\Delta a}{a}\right). \quad (2)$$

$$\Delta\gamma = \operatorname{ctg}\beta \left(\frac{\Delta c}{c} - \frac{\Delta a}{a}\right) + \operatorname{ctg}\alpha \left(\frac{\Delta c}{c} - \frac{\Delta b}{b}\right). \quad (3)$$

gdzie $\frac{\Delta a}{a}$, $\frac{\Delta b}{b}$ i $\frac{\Delta c}{c}$ przedstawiają względne wydłużenia prętów trójkąta pod działaniem sił osiowych, które mogą być wyrażone przez naprężenia.

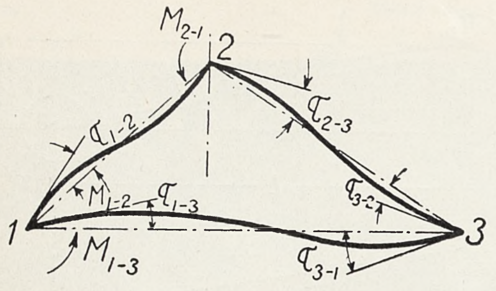
Jak wiadomo, wydłużenie względne ε wyraża się przez naprężenie w sposób następujący: $\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$; wtedy równania (1), (2) i (3) przyjmą postać:

$$\Delta\alpha = \operatorname{ctg}\gamma \left(\frac{\sigma_a}{E} - \frac{\sigma_b}{E}\right) + \operatorname{ctg}\beta \left(\frac{\sigma_a}{E} - \frac{\sigma_c}{E}\right). \quad (1')$$

$$\Delta\beta = \operatorname{ctg}\alpha \left(\frac{\sigma_b}{E} - \frac{\sigma_c}{E}\right) + \operatorname{ctg}\gamma \left(\frac{\sigma_b}{E} - \frac{\sigma_a}{E}\right). \quad (2')$$

$$\Delta\gamma = \operatorname{ctg}\beta \left(\frac{\sigma_c}{E} - \frac{\sigma_a}{E}\right) + \operatorname{ctg}\alpha \left(\frac{\sigma_c}{E} - \frac{\sigma_b}{E}\right). \quad (3')$$

Są to właśnie równania, charakteryzujące przyrosty kątów trójkąta kratownicy pod działaniem sił osiowych w prętach. Z równań tych widać, że przyrost kąta w trójkącie określa się jako suma ilorazów różnic naprężenia w pręcie leżącym naprzeciw tegoż kąta, dzielonego przez odpowiedni moduł sprężystości i naprężenia pręta przyległego, dzielonego przez odpowiedni moduł sprężystości, pomnożona przez ctg. kąta zawartego pomiędzy tymi prętami odpowiednio.



Rys. 3.

Zmiana wielkości kątów na skutek działania sił osiowych wywołuje, z powodu sztywności węzłów, momenty gnące w prętach kratownicy. Zadanie sprowadza się do znalezienia zależności pomiędzy momentami gnącymi, powstającymi na końcach pręta, a dwoma kątami pochylenia τ, utworzonymi przez styczne do wygiętej osi pręta na jego końcach z nową (skutkiem wymienionej wyżej zmiany kątów) cięciwą.

Zależność ta może być bardzo wygodnie wyrażona za pomocą fikcyjnego pola momentów (rys. 2).

Weźmy jakikolwiek pręt *a-b*, na końcach którego działają momenty gnące M_{ab} i M_{ba} (rys. 2).

Kąt τ może być wyrażony przy pomocy fikcyjnego pola momentów w sposób następujący:

$$L \cdot \tau_{ab} = \frac{1}{EI}\left[M_{ab}\frac{L}{2}\frac{2}{3}L - M_{ba}\frac{L}{2}\frac{1}{3}L\right] =$$

$$= \frac{L^2}{6\,EI}\,[2\,M_{ab} - M_{ba}]$$

czyli:

$$\tau_{ab} = \frac{L}{6\,EI}\,[2\,M_{ab} - M_{ba}]; \qquad (4)$$

analogicznie:

$$\tau_{ba} = \frac{L}{6\,EI}\,[2\,M_{ba} - M_{ab}]. \qquad (5)$$

Dodając ostatnie równanie (5) do podwojonego (4), otrzymamy:

$$2\,\tau_{ab} + \tau_{ba} = \frac{1}{2}\frac{L}{EI}M_{ab},$$

skąd

$$M_{ab} = \frac{2\,EI}{L}\,(\tau_{ab} + \tau_{ba}) \qquad (6)$$

W analogiczny sposób otrzymamy równanie na moment M_{ba}:

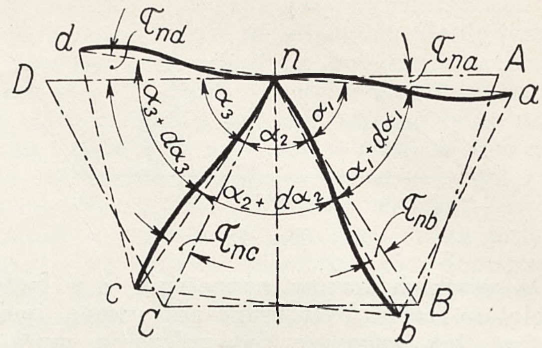
$$M_{ba} = \frac{2\,EI}{L}\,(2\,\tau_{ba} + \tau_{ab}) \qquad (7)$$

Jeżeli stosunek $\frac{I}{L}$ oznaczymy przez K, to równania (6) i (7) przyjmą ostatecznie następującą postać:

$$M_{ab} = 2\,KE\,(2\,\tau_{ab} + \tau_{ba}), \qquad (6')$$

$$M_{ba} = 2\,KE\,(2\,\tau_{ba} + \tau_{ab}). \qquad (7')$$

Równania te wskazują, że moment przyłożony na końcu pręta, równa się wartości $2KE$, pomnożonej przez sumę podwójnego kąta na końcu pręta, gdzie działa dany moment i kąta na przeciwległym końcu pręta.



Rys. 4.

Prawidło znaków i system oznaczeń

Momenty gnące będziemy uważać za dodatnie, gdy wywołany przez nie obrót końców prętów jest przeciwny ruchowi wskazówek zegara; kąty τ za dodatnie, gdy styczna do wygiętej osi pręta na jego końcu porusza się przeciwko ruchowi wskazówek zegara w stosunku do prostej łączącej końce pręta (rys. 3).

Węzły kratownicy oznaczymy cyframi 1, 2, 3 i t. d. Kąty obrotów prętów τ, momenty gnące M, długości i momenty bezwładności prętów, będziemy oznaczać zgodnie z rys. 3.

Następny etap w rozwiązaniu zagadnienia naprężeń wtórnych, polega na wyrażeniu kątów obrotu τ końców prętów, schodzących się w jednym węźle kratownicy, przez jeden kąt τ dla każdego węzła osobno. Nazwiemy go początkowym lub wyjściowym kątem τ_n.

Niech wielokąt *nABCD* przyjmie skutkiem odkształcenia postać *nabcd* (rys. 4).

. Kąty między osiami prętów schodzących się w węźle oznaczymy przed deformacją, przez $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, a po deformacji odpowiednio przez: $\alpha_1 + d\alpha_1, \alpha_2 + d\alpha_2$, $\alpha_3 + d\alpha_3$.

Z rysunku znajdujemy:

$$\tau_{nb} + \alpha_1 = \tau_{na} + \alpha_1 + d\alpha_1$$

lub

$$\tau_{nb} = \tau_{na} + d\alpha_1,$$

a także

$$\tau_{nc} + \alpha_1 + \alpha_2 = \tau_{na} + \alpha_1 + d\alpha_1 + \alpha_2 + d\alpha_2$$

lub

$$\tau_{nc} = \tau_{na} + d\alpha_1 + d\alpha_2,$$

oraz

$$\tau_{nd} + \alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = \tau_{na} + \alpha_1 + d\alpha_1 + \alpha_2 + d\alpha_2 + \alpha_3 + d\alpha_3$$

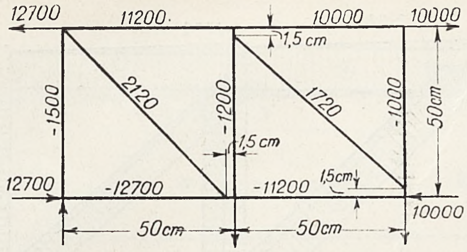
lub

$$\tau_{nd} = \tau_{na} + d\alpha_1 + d\alpha_2 + d\alpha_3.$$

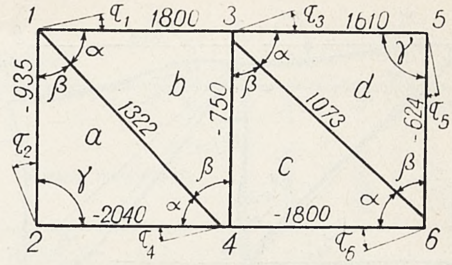
skąd wynika, że dla dowolnej ilości schodzących się w węźle prętów, możemy napisać równanie w postaci:

$$\tau_{nm} = \tau_{na} + \sum_a^m d\alpha \qquad (8)$$

Jeżeli pręt *n-a* przyjmiemy za wyjściowy dla *n* o dowolnej liczbie schodzących się w nim prę-



Rys. 5. Siły w prętach kratownicy w kg.



Rys. 6. Schemat rozkładu naprężeń w prętach kratownicy w kg/cm².

tów, to kąt τ_{nm} jakiegokolwiek obróconego pręta będzie się równał początkowemu kątowi $_{na}$ wyjściowego pręta *n-a* (będziemy go oznaczać indeksem rozpatrywanego węzła t. j. τ_n) zwiększonemu o sumę $\Sigma d\alpha$ przyrostów kątów pomiędzy początkowym a rozpatrywanym prętem *m-n*.

Kąty $d\alpha$, powstające skutkiem odkształcenia prętów uważamy za dodatnie, jeżeli one powiększają pierwotny kąt α i za ujemne, gdy go zmniejszają. Następnie układamy osobno dla każdego węzła kratownicy równania równowagi momentów $\Sigma M = 0$.

Równanie równowagi momentów gnących, powstających w węźle, będziemy mogli napisać w następującej postaci:

$$M_{na} + M_{nb} + M_{nc} + M_{nd} = 0.$$

Podstawiając to równanie wartości momentów gnących, wyrażone przez kąty obrotu τ (równania 6' i 7'), otrzymamy:

$$K_{na}E\,[2\tau_{na} + \tau_{an}] + 2K_{nb}E\,[2\tau_{nb} + \tau_{bn}] + \\ + 2K_{nc}E[2\tau_{nc} + \tau_{cn}] + 2K_{nd}E[2\tau_{nd} + \tau_{dn}] + \ldots = 0. \quad (9)$$

Podobne równania mogą być ułożone dla każdego węzła osobno, t. j. otrzymamy tyle równań, ile mamy węzłów w badanej kratownicy. Ponieważ wielkości kątów τ w tych równaniach są niewiadomemi, więc ilość niewiadomych znacznie przekracza ilość ułożonych równań, a więc w tej postaci równania są nierozwiązalne.

Podstawiając z równania (8) wartości τ wyrażone przez kąty wyjściowe i przyrosty kątowe $d\alpha$ w równaniach węzłów (9) otrzymamy tyle niewiadomych τ ile mamy równań, t. zn. tyle, ile jest węzłów w kratownicy.

Kąty τ_{nb}, τ_{nc}, τ_{nd} ... węzła *n*, wchodzące w równanie (9) mogą być wyrażone np. przez wyjściowy kąt τ^n i znane wartości $d\alpha_1$, $d\alpha_2$, $d\alpha_3$..., powstałe skutkiem deformacji trójkątów pod działaniem sił osiowych (równanie 8).

Dzieląc równanie (9) przez 2, podstawiając znalezione wartości kątów oraz przekształcając, otrzymamy równanie dla węzła „*n*" w następującej postaci:

$$2\tau_n E\Sigma K_{nm} + 2\Sigma\,(K_{nm}\sum_a^m E\,d\alpha_n) + \\ + K_{an}E\tau_a + K_{an}\sum_a^{an} E\,d\alpha_a + \\ + K_{bn}E\tau_b + K_{bn}\sum_b^{bn} E\,d\alpha_b + \\ + K_{cn}E\tau_c + K_{cn}\sum_c^{cn} E\,d\alpha_c + \ldots = 0, \quad (10)$$

gdzie τ_n — wyjściowy kąt dla węzła „*n*", τ_a — dla węzła „*a*" itd. Analogiczne równanie otrzymamy dla wszystkich pozostałych węzłów kratownicy. Rozwiązując je jako układ równań z wieloma niewiadomemi, otrzymamy wyjściowe kąty τ. Określając następnie ze znalezionych wyjściowych kątów przesunięcia kątowe τ prętów kratownicy, możemy ze znanych już nam równań (6') oraz (7'), które w ogólnej postaci można napisać: $M_{nm} = 2K_{nm}E\,[2\cdot\tau_{nm} + \tau_{mn}]$, znaleźć momenty gnące, powstające na końcach prętów wskutek sztywności węzłów.

Z równania

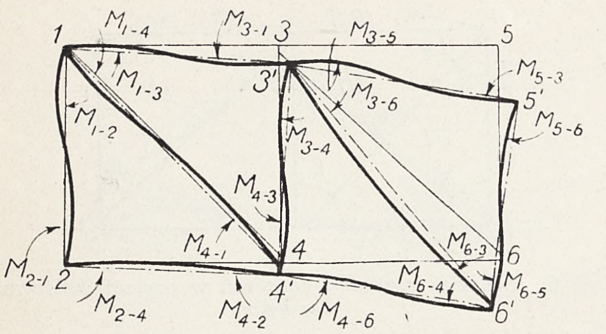
$$\sigma = \frac{M\cdot c}{I}$$

lub

$$\sigma = \frac{c_{nm}}{I_{nm}}\,2K_{nm}E\,(2\tau_{nm} + \tau_{mn}) = \\ = 2\,\frac{c_{nm}}{I_{nm}}\,\frac{I_{nm}}{L_{nm}}\,E\,(2\tau_{nm} + \tau_{mn}) = \\ = 2\,\frac{c_{nm}}{L_{nm}}\,E\,(2\tau_{nm} + \tau_{mn}) \quad (11)$$

Tablica I

Nr. pręta	Długość l cm.	Powierzchnia przekr. F cm²	Moment bezwładności I cm.⁴	Odległość skrajnego włókna od osi oboj. c cm.	$K = I/l$	$\frac{2c}{l}$	Rura mm.
1—3	50	6,213	24,89	3,0	0,4978	0,1200	60×53
3—5	50	6,213	24,89	3,0	0,4978	0,1200	60×53
5—6	50	1,602	5,211	2,6	0,10422	0,1040	52×50
4—6	50	6,213	24,89	3,0	0,4978	0,1200	60×53
4—2	50	6,213	24,89	3,0	0,4978	0,1200	60×53
2—1	50	1,602	5,211	2,6	0,10422	0,1040	52×50
1—4	70,7	1,602	5,211	2,6	0,0738	0,0736	52×50
3—4	50	1,602	5,211	2,6	0,10422	0,1040	52×50
3—6	70,7	1,602	5,211	2,6	0,0738	0,0736	52×50



Rys. 7.

otrzymamy naprężenia wtórne w prętach kratownicy, gdzie c — odległość skrajnych włókien od osi obojętnej.

W wypadkach, gdy moduł sprężystości E jest ten sam dla wszystkich prętów kratownicy, można go w równaniach pominąć, co znacznie upraszcza obliczenie.

Gdy w węzłach kratownicy istnieje mimośrodowość, t. zn. gdy osie niektórych prętów nie przechodzą przez wspólny punkt przecięcia prętów, w węźle powstają dodatkowe momenty gnące M, które winny być włączone do równania równowagi rozpatrywanego węzła.

Nie należy zapominać, że przy przekształcaniu równań do postaci (10) były one dzielone przez 2; z tego wynika, że moment mimośrodowości winien być również podzielony przez 2. Wtedy równanie (10) przekształci się na:

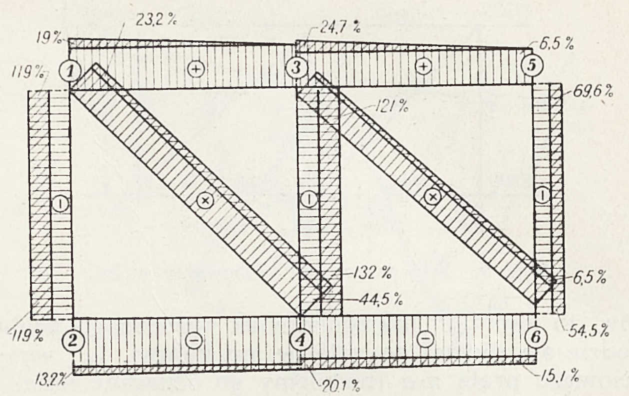
$$2\,E\tau_{na}\sum K_{nm} + 2\sum\left(K_{nm}\sum_{a}^{m} E\,d\alpha\right) +$$
$$+ K_{an}E\tau_a + K_{an}\sum_{a}^{an} E\,d\alpha_a +$$
$$+ K_{bn}E\tau_b + K_{bn}\sum_{b}^{bn} E\,d\alpha_b +$$
$$+ K_{cn}E\tau_c + K_{cn}\sum_{c}^{cn} E\,d\alpha_c +$$
$$+ K_{dn}E\tau_d + K_{dn}\sum_{d}^{dn} E\,d\alpha_d + \frac{M}{2} = 0. \quad (12)$$

Znalezienie naprężeń wtórnych w jakiejkolwiek kratownicy o większej ilości węzłów metodą wyżej rozpatrzoną jest zadaniem niełatwym i dość kłopotliwym. Praca może być w pewnym stopniu zracjonalizowana przez zastosowanie pewnej kolejności w obliczeniu oraz przez użycie tablic. Do kwestii tej jeszcze powrócimy.

Przykład: Obliczenie odcinka duralowej podłużnicy skrzydłowej

W wyniku wykonanego przez nas szeregu przeliczeń, możemy polecić następujący porządek obliczania, który jak się wydaje ułatwia zadanie znalezienia naprężeń wtórnych.

1. Obliczamy naprężenia w prętach kratownicy na zasadzie danych sił osiowych (poleca się otrzymane naprężenia wpisywać na prętach kratownicy).
2. Obliczamy przyrosty kątów w trójkątach kratownicy (patrz obliczenie przykładu na tabl. 2).
3. Układamy tablicę według węzłów kratownicy, gdzie wpisujemy przyrosty wszystkich kątów



Rys. 8. (patrz uwagę do rys. 13).

położonych dokoła danego węzła, wartości K dla każdego pręta i iloczyny powyższych dwóch wartości; wszystkie te wartości będą niezbędne przy układaniu równań (10) lub (12) (tabl. 3).

4. Obliczamy momenty mimośrodowości, jeżeli takowe istnieją w danej kratownicy.
5. Układamy równania (10) lub (12).
6. Rozwiązując układ równań, otrzymujemy początkowe kąty obrotu τ.
7. Wpisujemy znalezione kąty τ w tablicę; następnie znajdujemy wartości $2\tau_{nm} + \tau_{mn}$; mnożąc te wartości przez $2K$, otrzymujemy momenty, a następnie naprężenia wtórne w prętach badanej kratownicy (tabl. 3).

Stosując się do tego schematu wykonamy, jako przykład, obliczenie odcinka podłużnicy skrzydłowej, przedstawionego na rys. 5 (dane są przytoczone na rys. 5 i w tablicy 1).

Ze wzorów (1), (2) i (3) znajdujemy przyrosty kątów w trójkątach kratownicy podłużnicy (tabl. 2) po uprzednim wpisaniu na rysunku podłużnicy naprężeń w jej prętach (rys. 6).

Tablica 3 ułożona jest według grup prętów, schodzących się w jednym węźle. W rubryce 4 tej tablicy, podane są przyrosty kątów w trójkątach kratownicy. W rubryce 5 podana jest suma przyrostów kątów pomiędzy prętami początkowym a dowolnym innym, wchodzącym w dany węzeł. Celem ułatwienia jako początkowy pręt rozpatrywanego węzła, przyjmujemy ten pręt obwodu kratownicy, który spotykamy jako pierwszy przy poruszaniu się w kierunku wskazówek zegara (początek z zewnątrz) (rys. 6).

W rubrykach 6 i 7 podane są wartości K oraz iloczyny K i sumy przyrostów kątów pomiędzy początkowym a rozpatrywanym prętem w danym węźle; suma każdej rubryki dla danego węzła podana jest bezpośrednio poniżej; sumy te wchodzą następnie w równania równowagi węzłów kratownicy.

W rubryce 8 podane są kąty obrotów prętów τ. Początkowe kąty τ otrzymane z rozwiązania układu równań, wpisane są na rysunku kratownicy; dla pozostałych prętów otrzymujemy τ przez algebraiczne sumowanie początkowego kąta τ z odpowiednimi przyrostami kątowymi (rubryka 5).

W rubryce 9 podane są sumy podwojonego kata τ na końcu badanego pręta, plus τ przeciwległego końca tegoż pręta; np.:

$$2\tau_{nm} + \tau_{mn} = 2\tau_{1\cdot3} + \tau_{3\cdot1} = 2.2070 +$$
$$+ (-1376) = 2764.$$

Tablica 2

Przyrosty kątów od sił osiowych

1	2	3	4	5	6	7	8	9
Trójkąty	Kąty	Wyraz przy ctgα	Wyraz przy ctgβ	Wyraz przy ctgγ	ctgα(3)	ctgβ(4)	ctgγ(5)	(6+(7)+(8) $E d\alpha$
a		$\text{ctg}\alpha = \frac{50}{50} = 1{,}0$	$\text{ctg}\beta = \frac{50}{50} = 1{,}0$	$\text{ctg}\gamma = 0 \quad (\gamma = 90^0)$				
	4—2—1	1322 — (—2040) = 3362	1322 — (—935) = 2257	—	3362	2257	0,0	5619
	2—1—4	—2040 — 1322 = —3362	—	—2040 — (—935) = —1105	—3362	—	0,0	—3362
	1—4—2	—	—935 — 1322 = —2257	—935 — (—2040) = +1105	—	—2257	0,0	—2257
b		ctgα = 1,0	ctgβ = 1,0	ctgγ = 0				
	1—3—4	1322 — 1800 = —478	1322 — (—750) = 2072	—	—478	2072	—	1594
	3—4—1	1800 — 1322 = 478	—	1800 — (—750) = 2550	478	—	0,0	478
	4—1—3	—	—750 — 1322 = —2072	—750 — 1800 = —2550	—	—2072	0,0	—2072
c		ctgα = 1,0	ctgβ = 1 0	ctgγ = 0				
	6—4—3	1073 — (—1800) = 2873	1073 — (—750) = 1823	—	2873	1823	—	4696
	4—3—6	—1800 — 1073 = —2873	—	—1800 — (—750) = —1050	—2873	—	0,0	—2873
	3—6—4	—	—750 — 1073 = —1823	—750 — (—1800) = 1050	—	—1823	0,0	—1823
d		ctgα = 1,0	ctgβ = 1,0	ctgγ = 0				
	3—5—6	1073 — 1610 = —537	1073 — (—624) = 1697	—	—537	1697	—	1160
	5—6—3	1610 — 1073 = 537	—	1610 (—624) = 2234	537	—	0,0	537
	6—3—5	—	—624 — 1073 = —1697	—624 — 1610 = —2234	—	—1697	0,0	—1697

W rubryce 10 podane są spółczynniki $\frac{2c}{l}$, gdzie c w naszym wypadku jest zewnętrznym promieniem rur kratownicy; w rubryce 11 podane są naprężenia wtórne, otrzymane na podstawie wzoru (11).

W pozostałych rubrykach — to samo, z uwzględnieniem mimośrodowości.

Wielkości uwzględniające mimośrodowość oznaczamy kreską, np. τ', σ'

W rubrykach 16 i 17 podany jest stosunek naprężeń wtórnych do pierwotnych w procentach.

Ułożenie równań

Na podstawie równań (10) lub (12) (z uwzględnieniem mimośrodowości), układamy równania dla każdego węzła kratownicy osobno; rozwiązując je jako układ równań z wieloma niewiadomemi, otrzymamy niewiadome kąty początkowe τ. W wypadku istnienia mimośrodowości w węzłach kratownicy do wyrazu wolnego prawej części równania dodaje się liczbową wartość momentu mimośrodowości, lewa strona równania pozostaje bez zmiany.

Przerobiony przykład został wykonany zarówno dla wypadku bez jak i z uwzględnieniem mimośrodowości, celem wykazania wpływu tej ostatniej na naprężenia wtórne.

Węzeł 1-szy:

$$2\,(K_{1-3}\cdot\tau_{1-3} + K_{1-4}\cdot\tau_{1-4} + K_{1-2}\cdot\tau_{1-2}) + K_{3-1}\cdot\tau_{3-1} + K_{4-1}\cdot\tau_{4-1} + K_{2-1}\cdot\tau_{2-1} = 0.$$

Wyrażenie w nawiasach z lewej części równania mamy w wygodnej postaci w tablicy 3 (rubryki 6 i 7); pozostałe wyrazy wchodzące w równanie otrzymujemy z równania (8). Podstawiając znane wartości, otrzymamy:

$$2\,(0{,}6758\cdot\tau_1 - 719) + 0{,}4978\cdot\tau_3 + (-1483) + 0{,}0738\cdot\tau_4 + (-166{,}5) + 0{,}1042\cdot\tau_2 = 0$$

lub

$$\begin{array}{r} 1{,}3516\cdot\tau_1 - 1438 \\ 0{,}4978\cdot\tau_3 - 1483 \\ 0{,}0738\cdot\tau_4 - 166{,}5 \\ 0{,}1042\cdot\tau_2 + 0{,}0 \\ \hline -3087{,}5 \end{array}$$

Węzeł 2-gi:

$$2\,(K_{2-1}\cdot\tau_{2-1} + K_{2-4}\cdot\tau_{2-4}) + K_{1-2}\cdot\tau_{1-2} + K_{4-2}\cdot\tau_{4-2} = 0$$

lub

$$\begin{array}{r} 1{,}2040\cdot\tau_2 + 5600 \\ 0{,}1042\cdot\tau_1 - 566 \\ 0{,}4978\cdot\tau_4 + 0{,}0 \\ \hline 5034{,}0 \end{array}$$

Węzeł 3-ci:

$$2\,(K_{3-5}\cdot\tau_{3-5} + K_{3-6}\cdot\tau_{3-6} + K_{3-4}\cdot\tau_{3-4} + K_{3-1}\cdot\tau_{3-1}) + K_{5-3}\cdot\tau_{5-3} + K_{6-3}\cdot\tau_{6-3} + K_{4-3}\cdot\tau_{4-3} + K_{1-3}\cdot\tau_{1-3}) = 0$$

lub

$$\begin{array}{r} 2{,}3472\cdot\tau_3 - 4170 \\ 0{,}4978\cdot\tau_5 + 578 \\ 0{,}0738\cdot\tau_6 - 134{,}7 \\ 0{,}1042\cdot\tau_4 - 185{,}7 \\ 0{,}4978\cdot\tau_1 + 0{,}0 \\ \hline -3912{,}4 \end{array}$$ bez uwzględnienia mimośrodowości

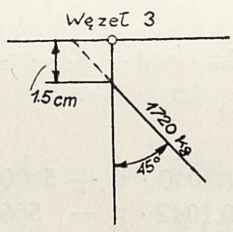
$$\begin{array}{r} M/2 = -608{,}4 \\ \hline -4\,20{,}4 \end{array}$$ z uwzględnieniem mimośrodowości

Analogicznie układamy równania dla pozostałych węzłów.

Tablica 3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Węzły	No. Pręta	Kąty	$Ed\alpha$	$\Sigma Ed\alpha$	$K = \frac{I}{l}$	$K\Sigma Ed\alpha$	$E.\tau$	$E(2\tau_{nm} + \tau_{mn})$	$\frac{2c}{l}$	Bez mimośrodowości σ_b	Z uwzględnieniem mimośrodow. $E.\tau'$	$E(2\tau'_{nm} + \tau'_{mn})$	σ'_b	σ_n	Z mimośrodow śią σ_b/σ_n %	Bez mimośrodowości σ'_b/σ_n %
1	1—3	3—1—4	—2072		0,4978		2070	2764	0,1200	332	1940	2834	342,0	1800	19,0	18,4
	1—4	4—1—2	—3362	—2072	0,0738	—153	—2	—3403	0,0736	250	—132	—4179	307,5	1322	23,2	18,9
	1—2			—5434	0,1042	—566	—3364	- 10613	0,1040	1104	—3494	—10648	1111	- 935	118,8	118,0
					0,6758	—719										
2	2—1	1—2—4	5619		0,1042		—3885	—11134	0,1040	1159	—3660	- 10814	1128	—935	119,0	124,0
	2—4			5619	0,4978	2800	1734	2322	0,1200	278	—1959	2260	272	2040	13,2	13,6
					0,6020	2800										
3	3—5	5—3—6	—1697		0,4978		1600	2860	0,1200	344	1930	3330	398	1610	24,7	21,4
	3—6	6—3—4	—2873	—1697	0,0738	—125	—97	—2152	0,0736	158	233	—856	63	1073	5,9	14,7
	3—4	4—3—1	1594	—4570	0,1042	—477	—2970	—8865	0,1040	922	—2640	—8717	—909	—750	121,0	123,0
	3—1			—2976	0,4978	—1483	—1376	682	0,1200	81	—1046	—152	18,2	1800	1,0	4,5
					1,1736	—2085										
4	4—2	2—4—1	—2257		0,4978		—1146	—558	0,1200	67	—1658	—1357	163	—2040	8,0	3,3
	4—1	1—4—3	478	—2257	0,0738	—166,5	-3403	6808	0,0736	501	—3915	—7962	586	1322	44,5	37,8
	4—3	3—4—6	4696	—1779	0,1042	—185,7	—2925	—8820	0,1040	917	—3437	—9514	994	—750	132,0	122,0
	4—6			2917	0,4978	1453	1771	34' 8	0,1200	409	1259	3019	362	—1800	20,1	22,7
					1,1736	1101										
5	5—6	6—5—3	1160		0,1042		—1500	—4420	0,1040	461	—1690	—4165	434	—624	69 6	74.0
	5—3			1160	0,4978	578	340	920	0,1200	110	—530	870	104,4	1610	6,5	6,8
					0,6020	578										
6	6—4	4—6—3	—1823		0,4978		—134	1503	0,1200	180	501	2261	272	—1800	15,0	10,0
	6—3	3—6—5	537	—1823	0,0738	—134,7	—1957	—4011	0,0736	296	—1322	—2411	177,5	1073	16,5	27,6
	6—5			537	0,1042	—134,2	—1420	—4340	0,1040	452	—785	- 3260	340	—624	54,5	72,4
					0,6758	—269										

Moment mimośrodowości



$$\frac{M}{2} = -\frac{1720 \cdot 1{,}5 \cdot \cos 45^0}{2} = -608 \text{ kg.}$$

Wszystkie równania wpisujemy w tablicę 4, składającą się z rubryk τ_n w które wpisujemy współczynniki przy niewiadomych; skrajne prawe rubryki zawierają wyrazy wolne równań.

Otrzymane początkowe wartości τ wpisujemy w tablicę 3 przy odpowiadających im prętach; dla pozostałych prętów schodzących się w węźle, odpowiadające im kąty τ znajdujemy w sposób wyżej podany; momenty dla każdego końca pręta i naprężenia obliczamy ze wzorów (6'), (7') i (11)

Wreszcie wykonywamy sprawdzenie z warunku równowagi $\Sigma M = 0$:

1-szy węzeł

$M_{1\text{-}3} = 0{,}4978 \cdot 2764 = 1375$

$M_{1\text{-}4} = 0{,}0738 \cdot (-3403) = -252$

$M_{1\text{-}2} = 0{,}1042 \cdot (-10613) = -1118$

13

2-gi węzeł

$M_{2\text{-}1} = 0{,}1042 \cdot (-3885) = -1160$

$M_{2\text{-}4} = 0{,}4978 \cdot 1734 = 1160$

0,0

3-ci węzeł

$M_{3\text{-}5} = 0{,}4978 \cdot 2860 = 1422$

$M_{3\text{-}6} = 0{,}0738 \cdot (-2151) = -159$

$M_{3\text{-}4} = 0{,}1042 \cdot (-8865) = -923$

$M_{3\text{-}1} = 0{,}4978 \cdot 682 = 340$

0,0

4-ty węzeł

$M_{4\text{-}2} = 0{,}4978 \cdot (-558) = -278$

$M_{4\text{-}1} = 0{,}0738 \cdot (-6806) = -507$

$M_{4\text{-}3} = 0{,}1042 \cdot (-8820) = -920$

$M_{4\text{-}6} = 0{,}4978 \cdot 3408 = 1700$

5

5-ty węzeł

$M_{5\text{-}6} = 0{,}1042 \cdot (-4420) = -460$

$M_{5\text{-}3} = 0{,}4978 \cdot 920 = 460$

0,0

6-ty węzeł

$M_{6\text{-}4} = 0{,}4978 \cdot 1500 = 750$

$M_{6\text{-}3} = 0{,}0738 \cdot (-4011) = -296$

$M_{6\text{-}5} = 0{,}1042 \cdot (-4340) = -450$

—6

Tablica 4

Rozwiązanie równań

	τ_1	τ_2	τ_3	τ_4	τ_5	τ_6	Wyraz wolny (bez uwzględnienia mimośrodowości)	Wyraz wolny (z uwzględnieniem mimośrodowości)
	Współczynniki przy niewiadomych τ							
1	1,3516	0,1042	0,4978	0,0738	0,0	0,0	= 3087,5	= 3087,5
2	0,1042	1,2040	0,0	0,4978	0,0	0,0	=—5034	=—5034
3	0,4978	0,0	2,3472	0,1042	0,4978	0,0738	= 3912,4	= 4520,4
4	0,0738	0,4978	0,1042	2,3462	0,0	0,4978	=—4372	=—5122
5	0,0	0,0	0.4978	0,0	1,2040	0,1042	=—1020	=—1022
6	0,0	0,0	0,0738	0,4978	0,1042	1,3516	=— 790	=— 182
Sprowadzamy współczynniki przy niewiadomej τ_1 do jedności i rugujemy równanie (4):								
1	1,0	0,07709	0,36830	0,05460	0,0	0,0	= 2284	= 2284
2	1,0	11,55570	0,0	4,77735	0,0	0,0	=48311	= 48311
3	1,0	0,0	4,71515	0,20932	1,0	0,14825	= 7857	= 9080,7
4	1,0	6,74526	1,41192	31,79133	—	6,74526	=59241	= 69400
1	0,0	—6,66817	—1,04362	—31,73673	0,0	—6,74526	=61525	= 71685
2	0,0	4,80944	—1,41192	—27,01398	0,0	—6,74526	=10930	=—21089
3	0,0	—6,74526	3,30323	—31,58201	1,0	—6,59701	=67100	= 78481
1		—1,0	—0,15651	—4,75944	0,0	1,01156	= 9226,6	= 10750
2		1,0	—0,29357	—5,61687	0,0	1,40250	= 2272,6	= 4385
3		—1,0	0,48971	—4,68210	0,14825	—0,97801	= 9948	= 11635
1		0,0	—0,45008	—10,37631	0,0	2,41406	= 11499,2	= 15135
3		0,0	0,19614	—10,29897	0,14825	—2,38054	= 12220,6	= 16020
5			0,49780	0,0	0,20400	—0,10420	=—1022	=—1022
6			0,07380	0,49780	0,10420	1,35160	=— 790	= —180
1			0,0	16,30911	—1,41192	—12,95074	=—14845	=—31161
3			0,0	—59.25352	—0,65608	—30,45130	=73009,5	= 84142
5			0,0	— 6,74526	1,00672	—18,10504	= 8651	= 413
1				1,0	—0,08657	—0,79408	=—910,3	=—1910,6
3				1,0	—0,01107	—0,51391	= 1232,2	= 1420
5				1,0	0,14925	—2,68411	= 1282,5	= 61,23
3				0,0	—0,09764	—1,30799	= 322,1	= —490,6
5				0.0	0,06268	—3,47819	= 372,3	= 1849,37
3					—1,0	—13,39605	= 3297,8	=—5024,58
5					1,0	—55,49122	= 5939,7	=—29505
5					0,0	—68,88727	= 9236,5	=—34529,6

Bez uwzględnienia mimośrodowości:

$$\tau_6 = \frac{9236}{-68{,}88727} = -134.$$

Z uwzględnieniem mimośrodowości:

$$\tau'_6 = \frac{-34529{,}6}{-68{,}88727} = 501{,}2.$$

Węzeł	$E.\tau$	$E.\tau'$
1	2070	1940
2	— 3885	— 3660
3	1600	1930
4	— 1146	— 1658
5	— 1500	— 1690
6	— 134	501,2

Na zakończenie wykonanego obliczenia przytaczamy schemat odkształconego odcinka naszej podłużnicy (rys. 7) oraz wykres tegoż odcinka z podaniem na każdym z prętów wykresu odpowiadających mu naprężeń (rys. 8).

(D. n.)

ZAGADNIENIA Z DZIEDZINY SMAROWANIA SILNIKÓW LOTNICZYCH

WELDON WORTH

Częściowe tłomaczenie artykułu p. t. „Lubrication and Cooling Problems of Aircraft Engines" S.A.E. Journal July 1937, str. 315—318, przez inż. T. Cyga - Karpińskiego.

Zagadnienie racjonalnego rozwiązania smarowania silnika lotniczego da się z punktu widzenia użytkowania podzielić na trzy części:

1) Zagadnienie dostarczenia silnikowi oleju o właściwej temperaturze i lepkości podczas pracy silnika w locie w warunkach ustalonych. Warunek ten musi być spełniony dla długich okresów pracy, zarówno na pełnej, jak i na przelotowej mocy silnika, w locie poziomym i w locie wznoszącym, w całym wreszcie zakresie możliwych: szybkości powietrza, temperatur i innych zmiennych czynników.

2) Zagadnienie stworzenia w chwili uruchomiania wyziębionego (przy niskich temperaturach otoczenia) silnika takich warunków smarowania, przy których możliwy jest szybki rozruch, w przeciwieństwie do tych warunków, gdy zgęstniały olej utrudnia osiągnięcie przy pomocy rozrusznika koniecznych do tego obrotów. Jest zupełnie zrozumiałe, że jeżeli olej zgęstniał i zwiększył swą lepkość do tego stopnia, że silnika nie można uruchomić, najlepsze zadośćuczynienie wymaganiom punktu 1) stanie się bezużyteczne.

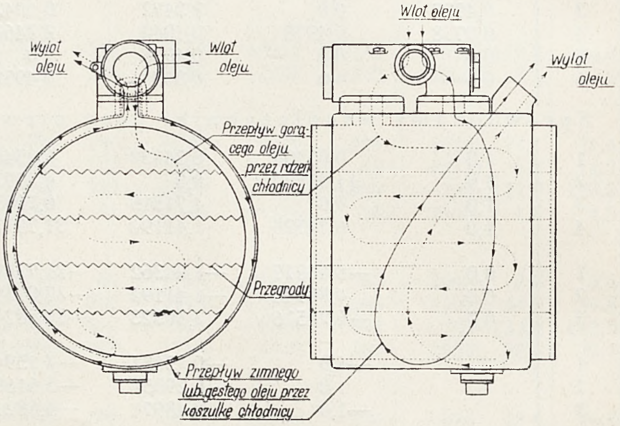
3) Zagadnienie zapewnienia silnikowi dobrego smarowania bezpośrednio po jego uruchomieniu i wyeliminowania niepożądanego czasu nagrzewania silnika. W tym okresie czasu większość pilotów dotychczas obserwowała skaczącą niespokojnie wskazówkę manometru oleju, z obawą myśląc o tym, czy silnik nie zaprotestuje przeciw chwilowym brakom smarowania.

Praca w warunkach ustalonych

Pierwsza faza zagadnienia, odnosząca się do użytkowania silnika w ciągu dłuższych okresów, wymaga nie tylko chłodzenia oleju ale też i regulacji tego chłodzenia, pozwalającej na utrzymanie oleju w stanie takiej lepkości, przy której może on swobodnie krążyć i prawidłowo smarować.

Regulacja ta wymaga użycia chłodnicy oleju, pozwala jednak na dokonanie wyboru pomiędzy stosowaniem przesłon, regulujących przepływ powietrza chłodzącego, a zastosowaniem zaworu przepływowego, kierującego olej do jej elementów chłodzących, lub poza nie. W amerykańskim lotnictwie wojskowym wybrano zawór, uznając jego wyższość nad przesłonami, głównie z powodu jego przydatności do urządzenia regulacji automatycznej. Zastosowanie zaworu eliminuje potrzebę nadzoru instalacji w czasie lotu, wzgl. skutki jego zaniedbania. Zawór jest również lżejszy i wymaga mniej starannej obsługi, niż przesłony.

W chłodnicy nie posiadającej koszulki (otaczającej rdzeń, złożony z elementów chłodzących)



Rys. 1.
Osłonięta koszulką chłodnica oleju z regulatorem lepkości.

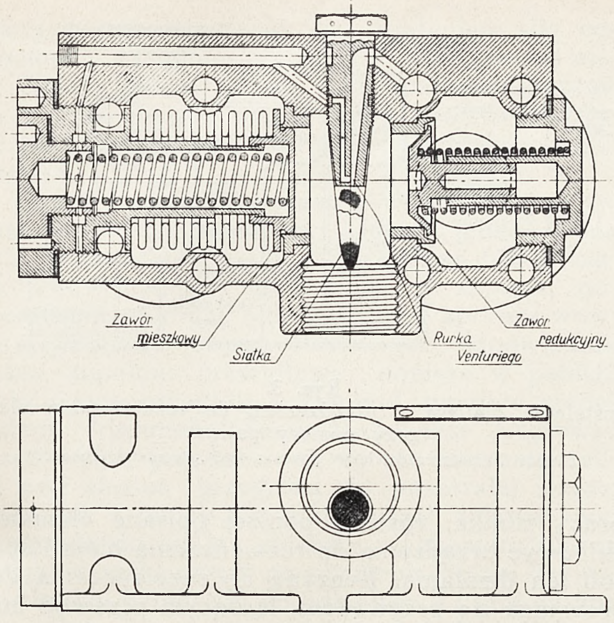
olej może na jakiś czas ominąć rdzeń chłodnicy dla uniknięcia przechłodzenia się przy niskich temperaturach otoczenia. Przy pojawieniu się takiego stanu rzeczy olej pozostały w rdzeniu chłodnicy zamarznie, i jeśli powietrze chłodzące jest dostatecznie zimne, włączenie z powrotem obiegu na chłodnicę stanie się niemożliwe. W tym wypadku wytwarza się paradoksalny stan, przy którym olej doprowadzony do silnika jest za gorący, ponieważ chłodnica jest za zimna.

Dla uniknięcia podobnego wypadku całą chłodnicę otacza się koszulką, przepuszczającą olej wówczas, gdy przepływ przez rdzeń jest zamknięty i podtrzymującą przez ten czas temperaturę, nie dopuszczającą do zamarznięcia pozostałego w rdzeniu oleju. W ten sposób możliwe jest uzyskanie prawidłowego przepływu oleju przez chłodnicę, nawet po długotrwałym jej wyłączeniu.

Oba obiegi oleju wewnątrz chłodnicy pokazane są na rys. 1. Obieg z ominięciem rdzenia, używany w chwili, gdy temperatura oleju jest niska, oznaczony jest linią ciągłą, podczas gdy obieg oleju gorącego przedstawia linia przerywana.

Ten typ chłodnicy, wykonanej z szeregu komór z przegrodami, zmieniającymi kierunek przepływu oleju, jest wystarczająco skuteczny. Daje się w nim osiągnąć dla oleju skuteczność chłodzenia 75—80%, wobec 100% skuteczności dla wody, przy tym samym strumieniu powietrza chłodzącego i tym samym spadku temperatur.

Użycie koszulki, osłaniającej chłodnicę, umożliwia regulację chłodzenia oleju we wszystkich warunkach lotu przy pomocy regulatora lepkości. Możliwość ta stwarza potrzebę opracowania takiego regulatora, zapewniającego niezawodną regulację chłodzenia. Prawidłowe smarowanie silnika jest raczej funkcją stopnia lepkości oleju, aniżeli jego temperatury. Ponieważ regulacja, oparta na wpływie zmian temperatury oleju, jest wła-



Rys. 2.
Regulator lepkości oleju — Type F. 4.

ściwie prawidłowa tylko dla jednego gatunku oleju, byłoby zasadniczo bardziej pożądane związać sterowanie podobnego regulatora raczej ze zmianami lepkości, aniżeli temperatury oleju. Innymi słowy: pożądane jest chłodzenie rzadkiego lub rozrzedzonego oleju do niższej temperatury, anizeli ta, do której należy chłodzić olej gęsty, istnieje bowiem pewna najkorzystniejsza lepkość oleju zarówno ze względu na jego krążenie jak i smarowanie.

Konstrukcja regulatora o żądanych charakterystykach nie była łatwym problemem, i Dział Sprzętu U. S. Army Air Corps zużył parę lat na studia i współpracę z wytwórniami nad jego rozwojem. Oparty na zasadzie działania zmiany lepkości oleju regulator lepkości typu F-4, pokazany w przekroju na rys. 2, znajduje się obecnie w stadium prób użytkowych. Regulując dopływ oleju do rdzenia chłodnicy, regulator ten wpływa na intensywność chłodzenia oleju i utrzymuje w przybliżeniu stałą lepkość oleju, w granicach zdolności chłodniczej chłodnicy.

Poza zaletą wprowadzenia zmiany lepkości jako czynnika regulującego, regulator tego typu jest również korzystniejszy od regulatora, działającego na zasadzie termostatu ze względu na to, że nie podlega on wpływowi zmian wysokości oraz, że włączenie obiegu na chłodnicę następuje nawet przy uszkodzonym mieszku metalowym zaworu mieszkowego Regulator powinien również włączać chłodnicę przy innych, możliwych tu uszkodzeniach, jak np. zatkanie siatki lub kanaliku Venturi'ego.

Dotąd tego rodzaju uszkodzeń nie zanotowano, a próby wykazały, że przy małych ilościach przepływającego przez siatkę oleju i dużej jego szybkości poza nią każde obce ciało zostanie bądź przetłoczone bez trudu przez siatkę, bądź przepłynie obok niej. Regulator typu F-4, pokazany na rys. 2, zostaje dołączony bezpośrednio do chłodnicy i nie wymaga żadnych zewnętrznych przewodów.

Olej, płynący do chłodnicy, dostaje się na stronę wlotową regulatora, skąd może obrać jedną z dwu następujących dróg. Olej zimny lub gęsty przepływa przez zawór redukcyjny bezpośrednio do koszulki chłodnicy, z ominięciem komór rdzenia chłodnicy według linii ciągłej na rys. 1. Gdy do regulatora dopływa olej gorący i rzadki, przeciwciśnienie na zawór mieszkowy maleje do chwili, gdy on się otworzy, umożliwiając przepływ oleju do rdzenia chłodnicy, podczas gdy zawór redukcyjny ustala ciśnienie maksymalne, pozwalające na pokonanie oporów przepływu przez zawór mieszkowy i elementy rdzenia chłodnicy. W ten sposób działanie regulatora jest regulowane za pośrednictwem nacisku, wywieranego przez mieszek. Ten nacisk jest zależny od ciśnienia w gardzieli małego kanalika o kształcie rurki Venturi'ego, który przepuszcza bardzo małą ilość oleju z wlotu regulatora na stronę niskociśnieniową zaworu redukcyjnego. Wpływ zmian lepkości na przepływ oleju i jego ciśnienie powoduje zmienność ciśnienia, konieczną do sterowania regulatora.

Smarowanie przy rozruchu silnika

Druga część zagadnienia jest związana z trudnościami uruchomienia silnika w warunkach zimowych. Silniki lotnicze typu obecnie używanego wymagają stosowania do ich smarowania olejów o dużej lepkości. Przy normalnej maksymalnej temperaturze oleju wlotowego, wynoszącej 85° C używany zazwyczaj olej posiada lepkość 5,1° E w porównaniu do lepkości 2,05° E, jaką posiada zwyły olej samochodowy S. A. E. Nr. 20. Nawet lotniczy olej zimowy, używany w amerykańskim lotnictwie wojskowym, ma lepkość około 9600° E przy temperaturze — 17,8° C, podczas gdy olej samochodowy S. A. E. Nr. 20 w tych warunkach ma lepkość wynoszącą zaledwie około 6% tej wartości. Jeśli temperaturę tych olejów sprowadzić do temperatur, spotykanych w czasie eksploatacji zimowej w miejscach odległych od ogrzewanych hangarów, doprowadzenie silnika do obrotów, umożliwiających jego uruchomienie, staje się przy pomocy normalnie stosowanych urządzeń niemożliwe i pojawia się konieczność stosowania specjalnych sposobów. Normalnie używane sposoby są to różnego rodzaju grzejniki, podgrzewacze i t. p., które zawsze w takim wypadku są wielkie i ciężkie. Ich uruchomienie zabiera zazwyczaj również dużo czasu i jest połączone z niebezpieczeństwem powstania pożaru.

Były już rozpatrywane takie ewentualności, jak stosowanie na samolocie podwójnej instalacji olejowej z odrębnym obiegiem lekkiego oleju na czas uruchomienia silnika, wymagającej jednak podwójnych zbiorników, posługiwania się dwoma gatunkami oleju, oraz systemu kurków, który w razie zaniedbania jego obsługi może doprowadzić do uszkodzenia silnika. Najlepszym rozwiązaniem tego zagadnienia jest prawdopodobnie sposób rozcieńczania oleju, przechodzący obecnie szeroko zakrojone próby w amerykańskim lotnictwie wojskowym. System ten okazał się bardzo skuteczny w czasie doświadczalnych prac na hamowni i w czasie prób w locie, prowadzonych w zimach 1935/36 i 1936/37 r. przez Dział Sprzę-

tu w Dayton, oraz w czasie lotów do miejscowości o bardzo surowych warunkach zimowych. System powyższy jest oparty na ustalonej zasadzie, że w obrębie pewnych praktycznie napotykanych granic zimny olej, rozcieńczony benzyną do granicy, zapewniającej pożądaną lepkość zapewnia prawidłowe smarowanie. Zbliżona do konsystencji smarów stałych lepkość zwykłego oleju w temperaturach poniżej zera czyni z niego nie tylko nieodpowiedni środek smarny, który całkowicie nie odpowiada w tych warunkach swemu zasadniczemu przeznaczeniu zmniejszania tarcia, ale ponadto działa hamująco w chwili uruchomiania silnika, gdy pożądane jest jak najszybsze osiągnięcie odpowiednich obrotów.

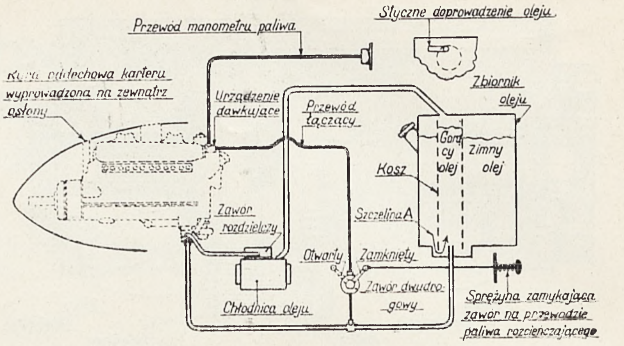
Urządzenie do rozcieńczania oleju na czas uruchomienia silnika wprowadza dodatkowy ciężar, wynoszący zaledwie kilka kilogramów. Samo rozcieńczenie oleju, będącego w obiegu, następuje bezpośrednio przed zatrzymaniem silnika. Pozwala ono następnie na natychmiastowe uruchomienie silnika po długim nawet przebywaniu w temperaturze poniżej zera. System ten wymaga naturalnie, jak już zaznaczono, dla swej skuteczności prawidłowego działania instalacji paliwowej, zastrzykowej, zapłonowej i innych urządzeń pomocniczych przy uruchomianiu silnika. Przy rozcieńczaniu oleju w podany sposób stają się niepotrzebne wszystkie inne urządzenia pomocnicze, podgrzewacze oleju i t. p., a całe urządzenie jest stale zabudowane na samolocie. W czasie prób, przeprowadzanych ostatniej zimy samolot pełnił swą służbę na linii, nie używając żadnych osłon, lub pokrowców do okrywania silnika dla ochrony przed zimnem, a mimo to możliwe było uruchomienie silnika przez samego tylko pilota, bez pomocy mechanika, czy innego personelu. Po pozostawieniu samolotu na dworze przez całą noc przeprowadzono próbę uruchomienia silnika przy temperaturze otoczenia —23°C. Czas pomiędzy przystąpieniem pilota do samolotu dla uruchomienia zimnego silnika, a startem samolotu wyniósł mniej, niż 4 minuty. Spodziewać się można, że w razie potrzeby czas ten będzie mógł być jeszcze skrócony. Przy ostatnich udoskonaleniach pozostałego sprzętu silnika nie napotkano trudności w uruchamianiu silników (tą metodą) w najniższych temperaturach, jakie napotkano, tj. przy około —30°.

Smarowanie po uruchomieniu silnika

Rozdział niniejszy porusza tę część zagadnienia, która odnosi się do trzeciej fazy pracy silnika, stawiającej wymaganie prawidłowego smarowania bezpośrednio po uruchomieniu silnika i skrócenia czasu nagrzewania silnika. Zrozumiałe jest, że jeżeli zimny olej uzyskał właściwą dla dobrego smarowania lepkość dzięki rozcieńczeniu go benzyną, smarowanie silnika jest w chwili jego uruchomiania wystarczające, i nie ma potrzeby dłuższego czasu nagrzewania.

Elementy składowe instalacji z rozcieńczaniem oleju

Celem wyjaśnienia wpływu rozcieńczania oleju opisywanym sposobem na drugą i trzecią fazę



Rys. 3.
Instalacja olejowa z urządzeniem do rozcieńczania oleju przy pomocy paliwa.
Zamiast „Zawór rożdzielczy" powinno być „Regulator lepkości"

pracy silnika, zostaną poniżej opisane elementy składowe urządzenia do rozcieńczania oleju i sposób ich działania. Benzynę do rozcieńczania doprowadza się przewodem, łączącym przewód manometru ciśnienia paliwa z przewodem doprowadzającym olej do silnika jak na rys. 3. W przewód ten wbudowane jest urządzenie dawkujące i kurek odcinający, sterowany z kabiny pilota. Kurek jest przytrzymywany w pozycji zamkniętej napięciem specjalnej sprężyny tak, że jego otwarcie trwa tylko tak długo, jak długo dźwignia kurka jest przytrzymywana w pozycji otwarcia. Jest to jedyny mechanizm ruchomy w całym urządzeniu, które zapewnia dzięki temu dużą pewność działania. Jedyną czynnością do wykonania w wypadku przewidywania na drugi dzień „zimnego" startu jest otwarcie tego kurka na przeciąg 3 do 4 minut przed zatrzymaniem silnika. Po wykonaniu tej czynności zapewniony jest rozruch silnika przy temperaturach, leżących poniżej zera, równie łatwy jak w okresie lata.

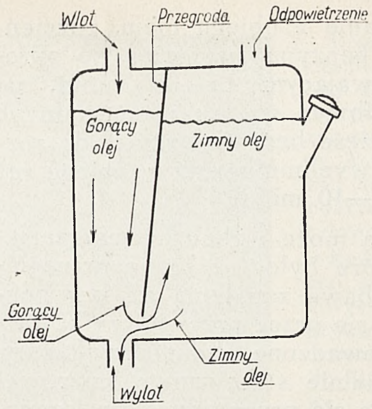
Przy stosowaniu rozcieńczenia oleju pożądane jest, ażeby temu rozcieńczeniu uległa tylko ta część oleju, która wypełnia silnik i wszystkie przewody instalacji olejowej, nie jest natomiast pożądane rozcieńczenie całej ilości oleju, zawartej w instalacji. Celem uniknięcia tego ostatniego, przewidziano specjalne urządzenia, oddzielające małą ilość oleju, biorącego udział w obiegu silnikowym, od głównej masy oleju, zawartej w zbiorniku. Zadanie to spełnia osadzony wewnątrz zbiornika kosz, wydzielający jak gdyby w obrębie zbiornika obieg oleju. Kosz ten pozwala równocześnie na swobodny dopływ do obiegu oleju ze zbiornika (po jego ogrzaniu się) przez szczeliny A rozmieszczone na obwodzie w pobliżu jego podstawy (rys. 3).

Jak widać z rys. 3 olej obiegowy przepływa bezpośrednio z wlotu zbiornika do wylotu kosza, nie mieszając się z olejem pozostałej części zbiornika. Wobec dużej szybkości strumienia oleju i małej pojemności kosza (około 4 do 6 litrów), konieczne jest dokładne oddzielenie zawartego w oleju powietrza przed jego powrotem do silnika. Powietrze to dostaje się do oleju w czasie zabierania go z karteru silnika przez pompę opróżniającą, najlepiej do jego odseparowania nadaje się styczne doprowadzenie oleju do kosza zbiornika w sposób zaznaczony na rys. 3. Olej zostaje w tym wypadku skierowany stycznie i w dół na

ścianę kosza przy czym pod działaniem siły odśrodkowej następuje oddzielenie powietrza od oleju. Należy jednak unikać możliwości wytworzenia się w tym miejscu wirów, które przeciwdziałałyby sile odśrodkowej, powodującej oddzielanie powietrza.

Rys. 4 przedstawia jeden z wcześniejszych typów podobnego zbiornika, którego jedna ściana była wykonana ze szkła. Zbiornik ten był w czasie pracy poddany obserwacji, w zimnym pomieszczeniu. Gorący olej dopływał i spływał wewnątrz przedniej części, stanowiącej odpowiednik kosza, zupełnie prawidłowo; dopiero w pobliżu wylotu jego przepływ przybierał zupełnie niepożądany kierunek. Zamiast bowiem odpływać przez wylot, przedostawał się częściowo szczeliną pod skośną przegrodą do pozostałej części zbiornika, a zimny olej z tej części spływał pod przegrodą do wylotu zbiornika. Ten nieregularny obieg nie znikł nawet po obniżeniu dolnej krawędzi skośnej przegrody do odległości 13 mm od dna zbiornika. Tak zatem pomimo dużego podobieństwa zbiornika w/g rys. 4 do zbiornika z rys. 3, pierwszy nie dał dobrych wyników, podczas gdy ostatni działa całkowicie zadowalająco. Bliższe zapoznanie się z obu rysunkami pozwala na wytłomaczenie sobie różnicy w działaniu tych zbiorników, przy uwzględnieniu stanu równowagi cieczy o różnej gęstości, znajdujących się w obu częściach zbiornika i wytworzonego stanu równowagi przepływu.

Zbiornik z koszem ma podstawowe znaczenie dla opisywanego systemu smarowania, pozwalając wespół z pozostałymi elementami instalacji, na regulowanie lepkości oleju w trzeciej fazie pracy



Rys. 4.
Zbiornik oleju o nieprawidłowej konstrukcji.

silnika, tj. w przejściowym okresie pomiędzy jego rozruchem i normalną, długotrwałą pracą. Rozcieńczony olej umożliwia rozruch i zapewnia natychmiastowe smarowanie jeszcze zimnego silnika, z chwilą jednak dostatecznego nagrzania się oleju i silnika, staje się on już zbyteczny, a nawet niepożądany w obiegu. Przejście z rozcieńczonego zimnego oleju na normalny nierozcieńczony, a jedynie ogrzany olej odbywa się pod przyspieszającym wpływem dwu czynników. Pod wpływem wzrostu temperatury silnika następuje stopniowe wydestylowanie benzyny z oleju, obok tego zaś rozcieńczona część oleju ulega wskutek ciągłej cyrkulacji zużyciu i zostaje zastąpiona olejem nierozcieńczonym. Przy współdziałaniu tych dwu czynników i dodatkowej współpracy regulatora lepkości, regulującego obieg oleju w kierunku utrzymania stałej lepkości niezależnie od jego temperatury, zostaje uzyskany praktycznie stały stopień lepkości oleju w ciągu całego cyklu pracy

silnika. Wyeliminowanie z obiegu oleju, rozcieńczonego poprzednio benzyną, następuje po okresie pracy silnika, trwającym 15—30 minut, po czym smarowanie odbywa się jak w normalnych silnikach. Większa część benzyny, użytej do rozcieńczenia, zostaje wyeliminowana z obiegu już nawet po upływie 5—10 minut.

Metoda omawiana może wzbudzać jeszcze jedno zastrzeżenie, które było też brane szczególnie pod uwagę — obawę zapalenia się par benzyny, wydostających się przez przewietrzniki karteru silnika. Przeprowadzone badania wykazały, że nawet przy normalnie stosowanym smarowaniu pary wydzielające się przez powyższe kominki z karteru zapalają się z zadziwiającą łatwością. Wyparowywanie benzyny z oleju w karterze wpływa jedynie na zwiększenie wielkości płomienia. Mieszanka palna, wytwarzająca się w karterze jest jednak prawdopodobnie zbyt bogata i np. tlen, wprowadzony do karteru, byłby tam dużo niebezpieczniejszy. Żadnych trudności z tego powodu dotąd nie odczuwano, dla zwiększenia jednak bezpieczeństwa w instalacjach z rozcieńczaniem oleju wyprowadzono kominki oddechowe karteru aż nazewnątrz osłon silnika.

Zbiornik opisanego typu obok roli, jaką spełnia w związku ze stosowaniem rozcieńczania oleju, posiada jeszcze dwie inne funkcje. Po pierwsze zmniejsza czas podgrzewania silnika, dzięki wprowadzeniu w tym okresie pracy silnika w obieg tylko niewielkiej ilości oleju, w przybliżeniu 6 litrów. Pozwala to na zredukowanie czasu, po którym silnik osiąga swą temperaturę z okresu, mierzonego nieraz w godzinach, do paru minut.

Drugie zadanie, spełniane przez taki zbiornik, jest typu raczej niespodziewanego, i określić je należy ostrożnie oraz ze świadomością tego, że spotka się to z burzą protestów z niektórych stron. Według opinii autora doświadczenia z eksploatacji oraz przeprowadzone próby wykazały, że zmiany oleju pomiędzy przeglądami silnika nie są konieczne z wyjątkiem wypadków uszkodzeń silnika, w których to wypadkach wskaźnikiem takiej konieczności byłaby kontrola filtra umieszczonego w studzience zbiornika.

W instalacji, w której świeży olej byłby doprowadzony do silnika tylko w miarę zużycia starego, nie byłoby powracania oleju z silnika, a w związku z tym nie istniał by wpływ silnika na własności oleju w zbiorniku. Zbiornik omawianego typu zbliża nas bardzo do tego rodzaju instalacji, ponieważ oddzielona w nim zostaje pewna mała ilość oleju, krążąca w przyśpieszonym tempie, aż do chwili jej zużycia i zastąpienia świeżym olejem. Przy obiegu, wynoszącym około 4 litrów oleju i zużyciu oleju przez silnik w wysokości 4 litrów/godz, 99½% oleju będzie miało za sobą zawsze mniej, niż 5 godzin pracy w silniku, niezależnie od długości okresu czasu pomiędzy zmianami oleju.

Na nowoczesnym silniku lotniczym w kształcie podwójnej gwiazdy przeprowadzono następującą próbę instalacji z rozcieńczaniem oleju, w której rozrzedzono olej nadmiernie: po rozcieńczeniu zatrzymano silnik na 1 godzinę, po czym przez 1 godzinę trzymano go na pełnych obrotach, znów rozcieńczono olej, zatrzymano silnik na 1 godzinę, przez następną godzinę trzymano go na pełnym gazie, i t. d., aż do uzyskania w tych warunkach 70 godzin pracy silnika na pełnych obrotach. Pod względem kwasowości, zawartości części stałych i osadu węglowego, olej przedstawiał się po 70 godzinach pracy pod każdym względem równie dobrze jak po 10 godzinach i w zupełnie tym samym stanie, jak po 5 godzinnym okresie pracy przed przystąpieniem do jego rozcieńczania. Dział Sprzętu (Materiel Division U. S. Air Corps) lotnictwa amerykańskiego wydał instrukcję polecającą zaniechanie zmiany oleju na samolotach, posiadających instalację do rozcieńczania oleju.

II MIĘDZYNARODOWY SALON LOTNICZY W MEDIOLANIE *)

Inż. L. M. DULĘBA

Rzucając przed dwoma laty myśl organizowania w latach nieparzystych salonów lotniczych w Mediolanie, organizatorzy tej imprezy mieli na widoku dopełnienie salonów paryskich, odbywających się również co dwa lata, jednak w latach parzystych. Dopełnienie to miało ułatwiać śledzenie za postępem rozwoju techniki lotniczej w odstępie czasu, dzielącym od siebie dwa kolejne salony paryskie. Rzeczywistość wykazała, że salon w Mediolanie stanowi w istocie rzeczy dopełnienie salonu paryskiego, jednak tego rodzaju dopełnienia inicjatorzy salonu nie mieli prawdopodobnie na myśli. Oto mianowicie stosunki międzynarodowe ułożyły się w ten sposób, że Włosi i Niemcy uchylili się od udziału w salonie paryskim, monopolizując wzamian za to dla siebie całość salonu mediolańskiego. Jedynych intruzów do tegorocznego „włosko-niemieckiego" salonu wprowadziła firma Francis Lombardi, wystawiając cztery samoloty reprezentowanych przez nią fabryk: Stinson, Tipsy, Whitney Straight Miles i Zlin XII. Poza tym Niemcy wystawili 8 samolotów, gospodarze zaś 24. Włosko-niemiecki charakter wystawy podkreślał szlak z czarnych swastyk na czerwonym tle, okalający pół głównej sali.

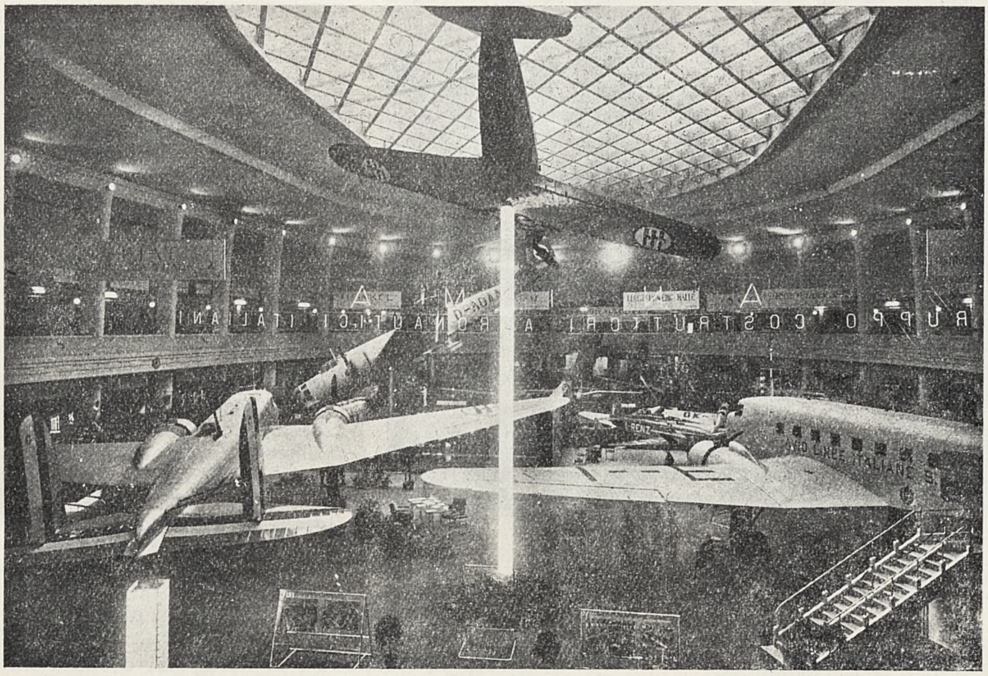
Pod względem nowości salon mediolański zawiódł oczekiwania, znacznie ustępując pod tym względem zeszłorocznemu salonowi paryskiemu, gdzie wystawiono znaczną ilość jeszcze nie ukończonych prototypów nigdzie nie opisywanych. Salon mediolański dał przede wszystkim przegląd przemysłu włoskiego; zwiedzając fabryki, wszędzie widzieliśmy wykonywane duże serie wystawionych samolotów. Również Niemcy pokazali samoloty, które ukończyły już próby i weszły w użycie.

Ogólny przegląd wystawy wykazał, że układ nowoczesnego samolotu już się ustalił: na 36 samolotów wystawionych były zaledwie 3 dwupłaty i 3 górnopłaty z zastrzałami. Reszta to wolnonośne dolnopłaty lub średniopłaty o trapezowych skrzydłach. Przy kadłubie profile grube, silnie ścieniające się przy końcach skrzydeł.

Wszystkie samoloty komunikacyjne, bombowe i większe turystyczne wyposażone są w dwa silniki umieszczone w skrzydłach; rzadziej w przodzie kadłuba znajduje się jeszcze trzeci silnik. W samolotach tych chowane podwozie jest regułą.

Widać, że osiągnięcie szybkości ponad 400 km/godz

*) Poza niniejszym artykułem salonowi lotniczemu w Mediolanie zostanie poświęcony artykuł w następnym numerze.



Rys. 1. Główna sala wystawowa. Na pierwszym planie stoisko Fiat'a: na słupie G 50, na prawo G 18 V, na lewo BR 20. Na lewo ukosem Junkers Ju 86 K, w głębi reszta samolotów niemieckich.

Breda stosuje ciekawe łączenie stali z duralem: szkielety skrzydła lub kadłuba wykonywane były ze spawanych rur stalowych, i na tę pracującą konstrukcję nakładano żebra duralowe, nitując do nich pokrycie z cienkiej blachy duralowej.

Kadłuby samolotów najczęściej wykonywane są z rur stalowych spawanych, przy czym używany jest wyłącznie chromomolibden. Rzadziej spotyka się kadłuby nitowane duralowe, a wyjątkowo drewniane. Natomiast łączenie stali z drzewem jest bardzo częste. Savoia-Merchetti wykonywa k... spawany z rur stalowych, a następnie profiluje go listwami i pokrywa sklejką. Skrzydła wykonywa całkowicie drewniane sklejką kryte, i podobno wie...szość tej sklejki jest pochodzenia polskiego.

Najwięcej zaprezentowano na wystawie samolotów wielosilnikowych bombowych, pasażerskich i zbliżonych do nich dużych turystycznych. Łączę te samoloty ze sobą, gdyż obecnie niestety każdy samolot komunikacyjny jest bombowcem chwilowo wożącym pasażerów, lub też był konstruowany z myślą o przystosowaniu go do celów wojennych. Wydaje się, że przemysł włoski największej pracy włożył w ten typ samolotów, doprowadzając je do największej doskonałości; ich też najwięcej się produkuje.

Drugie miejsce zajęły samoloty myśliwskie i pokrewne im wszystkie szkolne i sportowe akrobacyjne. Jednakże porównanie ich wyczynów z wyczynami poprzedniej grupy okazuje, że nie mają one żadnej przewagi ani w szybkości ani w pułapie. Dowodzi to, że jest to kierunek przez Włochów dosyć zaniedbany.

Dziwny natomiast wydał się zupełny brak samolotów bojowych, małych dwusilnikowców, dwu lub trzymiejscowych, które mogłyby mieć przewagę szybkości i pułapu nad bombowcami, a rozporządzać równą im siłą ognia; zwłaszcza, że ostatni salon paryski wskazywał na zwrócenie w tym kierunku wysiłku konstruktorów samolotów myśliwskich. O pracy konstruktorów włoskich nad tym typem samolotów świadczy wystawienie modelu samolotu Breda 88, który ustanowił rekord szybkości w obwodzie zamkniętym 517 km/godz, a więc przewyższył szybkością wszystkie istniejące samoloty myśliwskie.

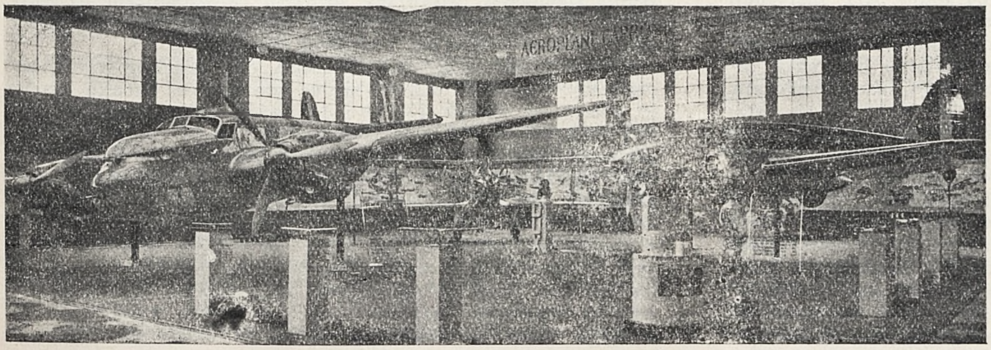
Samoloty rozpoznawcze miały tylko jednego przedstawiciela: dwupłat Caproni CA 134.

Zaledwie trzy samoloty odbiegały od utartych i ogólnie przyjętych kierunków konstrukcyjnych. Jeden to trzykołowiec, zdobywający sobie obecnie w Ameryce prawo obywatelstwa, a pojawiający się już obecnie i w Europie. Reprezentował go mały samolot turystyczny konstrukcji Francis Lombardi w Vercelli. W konstrukcji tego typu pokłada się duże nadzieje ułatwienia pilotażu, udogodnienia koło-

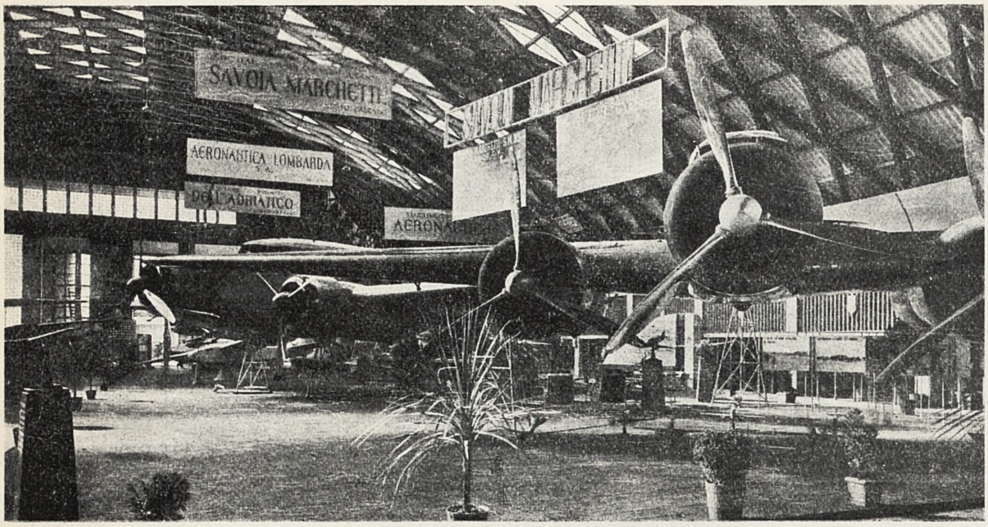
wymagało znacznego wysiłku w opracowaniu aerodynamicznym samolotów. Duże trudności przedstawiały kadłuby z naroślami wieżyczek strzeleckich, roscchate karabinami maszynowymi i armatkami, brzuchate zawartością bomb lub torped, ukrytych wewnątrz.

Zwiększanie szybkości okupiono kosztem bardzo dużego obciążenia powierzchni skrzydeł, sięgającego 140 kg/m². Oczywiście wywołało to znaczne szybkości lądowania, dochodzące dla niektórych samolotów (nawet w katalogu) do 130 km/godz, pomimo powszechnego stosowania urządzeń do zwiększania nośności skrzydeł przy lądowaniu. Z urządzeń tych najczęściej spotykane są klapy, zazwyczaj szczelinowe, często w towarzystwie slot. Lecz krokodyle też nie należą do wyjątków; stosowane są częściej na samolotach metalowych, gdy drewniane chętniej posługują się klapą szczelinową i slotą.

Co do materiału, to widać wyraźnie bardzo szerokie stosowanie drzewa i to tak w dziedzinie maszyn myśliwskich, jak i szybkich bombowców i komunikacyjnych. Ciekawe jest zwłaszcza, że kraj tak ubogi w drzewo jak Włochy, który musi cały materiał sprowadzać z zagranicy, większość swych samolotów wykonywa w drzewie. W tym materiale pracują Caproni, Savoia Marchetti, Macchi, Cant — firmy dostarczające większość samolotów bombowych dla armii włoskiej, jak również wiele drobnych fabryk produkujących samoloty turystyczne, sportowe i szkolne. Jedynie zakłady Fiat i Breda pracują wyłącznie w metalu. Fiat używa głównie duralu. W większych seriach wykonywują oni pościgówki dwupłaty (wystawione na wystawie przed dwoma laty), natomiast wystawiony obecnie bombowiec BR 20 produkują w niewielkiej ilości i to na eksport.



Rys. 2. Stoisko Caproni'ego. Na lewo Caproni 135, na prawo Caproni 310, w głębi Caproni 134.



Rys. 3. Stoisko Savoia Marchetti. Z przodu S. 79, zwycięzca wyścigu Istres — Damaszek — Paryż. W głębi S. 83.

przekręcanego na boki i wychylanego jak ster głębokości. Statecznika i steru kierunkowego jak również lotek nie posiadał wcale. Jednakże stateczność kierunkowa takiego układu, zwłaszcza posiadającego śmigło pchające, budzi poważne zastrzeżenia. Była to konstrukcja amatorska, jednak bardzo starannie wykończona. Drugi samolot typu „kaczki" posiadał stateczniki i stery kierunkowe na końcach skrzydeł oraz lotki i odbył już próby w locie.

Prócz tych dwóch „kaczek" było jeszcze tylko dwóch reprezentantów lotnictwa słabosilnikowego: dobrze znane Zlin XII i Tipsy. Nieliczna też była grupa samolotów turystycznych o silnikach niezbyt wysokiej mocy około 130 KM.

Moc ta wydaje się być granicą, do której pozostały jeszcze w użyciu śmigła drewniane. Powyżej tej mocy stosowano tylko śmigła metalowe i to zazwyczaj o skoku nastawnym w locie. Samoloty bombowe, komunikacyjne i myśliwskie — wszystkie posiadały śmigła nastawne w locie. Jak dużą wagę przywiązują do tego konstruktorzy włoscy, świadczy fakt, że wszystkie większe fabryki płatowcowe wyrabiają metalowe śmigła nastawne w locie. Typów śmigieł istnieje bardzo dużo i to tak sterowanych elektrycznie jak i hydraulicznie, wszystkie wykonywane w dużych seriach, wciąż jednak najczęściej spotyka się mechanizmy według licencji Hamilton'a.

wania i zmniejszenia dobiegu przy lądowaniu przez bardzo silne hamowanie.

Typ „kaczki" reprezentowały dwa słabosilnikowe samolociki tak skromnie stojące wśród wojskowych lub półwojskowych maszyn, że nawet nie umieszczono ich w katalogu. Mniejszy z nich „Colibri", chyba rzeczywiście najmniejszy samolot w świecie, posiadał podwozie o dwóch kółkach w tandem (jak szybowiec), silnik jednocylindrowy z tłokami przeciwbieżnymi i bardzo śmiało rozwiązane sterowanie przy pomocy tylko przedniego płata poziomego,

II DOROCZNY ZJAZD „LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG"

Inż. JAN TUSZYŃSKI

W dniach 12, 13 i 14 października odbył się w Monachium drugi z kolei doroczny zjazd (Hauptversammlung) założonego w ubiegłym roku towarzystwa niemieckiego, noszącego nazwę „Lilienthal - Gesellschaft für Luftfahrtforschung" (Towarzystwo dla badań lotniczych im. Lilienthala). W wyniku otrzymanego zaproszenia Związek Polskich Inżynierów Lotniczych wydelegował na zjazd swego przedstawiciela, autora niniejszego. Ze względu na to, że tegoroczny zjazd stanowił zarówno dla Związku jak i dla „Technicznych Nowości Lotniczych" pierwszą sposobność zetknięcia się z Lilienthal - Gesellschaft, uważam za konieczne poprzedzenie swej korespondencji wstępem, zapoznającym czytelników z tym młodym stowarzyszeniem.

Założenie Lilienthal - Gesellschaft przez niemieckie władze państwowe miało na celu skoordynowanie poczynań, zmierzających do szerzenia i utrwalania wiedzy lotniczej w Niemczech. W szczególności cele tego towarzystwa zostały sprecyzowane w następujący sposób:

1) Organizowanie współpracy nad rozwiązywaniem zagadnień specjalnych, układanie programów dla instytucji badawczych i propagowanie prac badawczych w lotnictwie.

2) Wymiana wiadomości pomiędzy instytucjami badawczymi i ich pracownikami oraz uzgadnianie poczynań instytucji badawczych, przemysłu lotniczego, przedsiębiorstw komunikacji lotniczej i ciał oficjalnych.

3) Rozpowszechnianie przy pomocy odpowiedniej akcji wydawniczej wiadomości o wszelkich naukowych i technicznych osiągnięciach lotnictwa.

4) Szkolenie technicznie młodych pokoleń.

Lilienthal - Gesellschaft jest w istocie rzeczy dalszą ewolucją Vereinigung für Luftfahrtforschung (Zjednoczenie dla badań lotniczych), z tą różnicą, że działalność techniczna miała dawniej charakter zamknięty, zaś członkostwo było ograniczane do osób, specjalnie zaproszonych przez Ministerstwo Lotnictwa. Obecnie prace Lilienthal-Gesellschaft są ogólnie dostępne, zaś należeć mogą do niej wszyscy, odpowiadający pewnym kwalifikacjom technicznym i płacący wymagane składki. Słowo „mogą" stosuje się raczej do kandydatów z zagranicy, gdyż wszyscy niemieccy inżynierowie lotniczy są z reguły członkami Lilienthal - Gesellschaft.

Wkrótce po założeniu Lilienthal - Gesellschaft odbył się pierwszy jej zjazd w Berlinie, w dniach 12 do 14 października ub. r. Zjazd ten miał charakter międzynarodowy, czym chciano podkreślić fakt oparcia nowego towarzystwa na szeroko zakrojonej płaszczyźnie współpracy technicznej, obejmującej nietylko niemiecką ale i międzynarodową technikę lotniczą. Również tegoroczny zjazd zachował ten międzynarodowy charakter, aczkolwiek bratanie techniki niemieckiej lotniczej z gośćmi zagranicznymi odbyło się w tym roku z nieco większą rezerwą.

Na czele towarzystwa stoją prezesi w liczbie trzech oraz senat. Od chwili założenia prezesami są Prof. Dr. Carl Bosch, Prof. Dr. Ludwig Prandtl i radca ministerialny Adolf Baeumker, kierujący zarazem całokształtem działalności towarzystwa. Protektorem (Schirmherr) towarzystwa jest minister lotnictwa, Hermann Goering.

Mimo pozornego podobieństwa obu zjazdów, wyrażającego się w tym, że odbyły się w tym samym okresie czasu, to znaczy w dniach 12, 13 i 14 października, program ich był całkowicie różny. Przypominam, że w zeszłym roku pierwszy dzień, uświetniony przyjęciem gości w Potsdamie, miał charakter reprezentacyjny, drugi był poświęcony wygłoszeniu bardzo nielicznych wówczas odczytów, trzeciego dnia zaś mieli goście sposobność zapoznania się do wyboru z zakładami Junkersa lub też z instytutem aerodynamicznym uniwersytetu w Gietyndze. Kongres tegoroczny rozporządzał tak bogatym materiałem odczytowym, że wyzyskanie go wymagało pełnych trzech dni, nie pozostawiając wolnego czasu na zwiedzanie fabryk ani instytucji. Oczywi-

ście nie należy tego rozumieć dosłownie, to znaczy, że przyczyną pominięcia w programie zjazdu wizyt fabryk była dbałość o nieprzeciążanie licznych gości zagranicznych. Dla wytłomaczenia tej zmiany należy wziąć pod uwagę, że poza innymi zadaniami niewątpliwym i prawdopodobnie jednym z najważniejszych zadań zjazdu w stosunku do gości zagranicznych była propaganda. Otóż cechą każdej dobrej propagandy jest umiejętność stawiania sobie pewnych najważniejszych w danej chwili zadań i realizowanie tych zadań przy minimalnym nakładzie środków. W zeszłym roku lotnictwo niemieckie postawiło sobie za zadanie częściowe odsunięcie przysłaniającej je przed oczami zagranicy zasłony i zdobycie sobie u swych gości należnego szacunku. Uwzględnianie w tegorocznym programie zjazdu zwiedzania placówek przemysłowych i badawczych zostało prawdopodobnie uznane przez organizatorów z jednej strony za niepotrzebne wobec osiągniętych w zeszłym roku wyników, z drugiej strony zaś imprezy takie kolidowałyby zapewne z celami, którym miał posłużyć zjazd tegoroczny.

Po pokazaniu w zeszłym roku oczom zagranicy bogatego dorobku, jakim może się obecnie z dumą poszczycić lotnictwo niemieckie, położono w tym roku specjalny nacisk na wykazanie, że wszystko to Niemcy zawdzięczają obecnemu systemowi. Więc przede wszystkim zwołanie zjazdu do Monachium, kolebki ruchu hitlerowskiego, co z naciskiem podkreślały wszystkie programy i wydawnictwa zjazdowe jak również wygłoszone na otwarcie zjazdu przemówienia oficjalne. Dalej rozpoczęcie technicznych referatów zjazdu omówionym w dalszym ciągu odczytem, uwypuklającym rolę badań naukowych w realizowanej obecnie na wezwanie Hitlera i pod kierownictwem Goeringa czterolatce. Te okoliczności jak również i ogólne nastawienie mówców, dekoracja sal i inne drobiazgi, których tu trudno wymieniać, podkreślały ścisłą łączność niemieckiej techniki lotniczej z decydującymi dziś w Niemczech czynnikami.

Również i tegoroczny zjazd wzbudzał szacunek dla techniki niemieckiej, aczkolwiek osiągnął to środkami nie tak bezpośrednimi, jak zeszłoroczny. Imponująco przedstawiał się on pod względem ilościowym. Posiedzenie inauguracyjne odbyło się w sali na 2000 miejsc, całkowicie wypełnionej. Uwzględniając, że w posiedzeniu tym brało udział około 100 gości zagranicznych i stosunkowo znaczna ilość gości oficjalnych, wyższych urzędników i t. p., można przyjąć, że na zjazd przyjechało przynajmniej 1500 niemieckich inżynierów i techników lotniczych. Trudno na tej podstawie ocenić całkowitą ilość fachowców na średnim i wyższym szczeblu technicznym, zatrudnionych przez lotnictwo niemieckie, rzeczą pewną jest jedynie, że na zjazd przyjechała tylko ich część. Wyciągnięcie ostatecznych wniosków o liczebności lotniczego personelu technicznego, pracującego w Niemczech, pozostawiam czytelnikowi.

Poza tym program zjazdu tegorocznego obejmował znaczną ilość referatów autorów niemieckich, dzięki czemu ilość wiadomości o lotnictwie niemieckim, które tą drogą zdobyli uczestnicy zjazdu, mogła być znacznie większa, niż uzyskana w roku zeszłym. Było to w pewnej mierze znacznej mierze kompensacją za pominięte w tegorocznym kongresie wycieczki techniczne. Była coprawda inna jeszcze kompensacja, o której jednak trudno się w tym ściśle technicznym sprawozdaniu rozpisywać. Mam tu na myśli dwie turystyczne wycieczki, dwudniową do Berchtesgaden i jednodniową na szczyt Zugspitze, urządzone bezpośrednio po zjeździe.

Jeśli już mowa o turystyce, to należy stwierdzić, że zarówno samo Monachium jak i jego piękne, podalpejskie położenie, dawały w tym kierunku pierwszorzędne możliwości. Pokusom w tym kierunku ulegali nawet arcysolidni Niemcy, opuszczając w licznych wypadkach posiedzenia kongresowe dla zwiedzania Monachium: wychodzili przy tym ze słusznego założenia, że referaty będą i tak wydrukowane, a bytność w Monachium może się tak szybko nie powtórzyć (z argumentacją taką spotkałem się osobiście, na szczęście jednak dla wartości niniejszej korespondencji już po ukończeniu zjazdu i pilnym wysłuchaniu wszystkich referatów).

Po tych kilku słowach wstępu przystąpię do opisania przebiegu zjazdu i streszczenia wygłoszonych na nim referatów. Inauguracja zjazdu nastąpiła dnia 12 października o godzinie 10 rano w sali kongresowej Deutsches Museum z całym rozmachem i wspaniałością, na jaką Niemcy umieją się w takich wypadkach zdobyć. Zarówno front gmachu jak i jego wnętrze, a więc schody i środkowe przejście sali obrad, było obstawione stojącymi ramię przy ramieniu młodzieńcami z pod znaku Jungvolk'u, szczebla pośredniego organizacji hitlerowskiej, stojącego pomiędzy Hitler-jugend a organizacjami starszych (Heimatschutz, Arbeitsfront). Sala kongresowa, mieszcząca na parterze i jednopiętrowej galerii około 2000 osób, była pięknie ozdobiona, przy czym uwagę zwracała piękna dekoracja kwiatowa estrady mówców i dwa ogromne sztandary ze swastyką po obu stronach estrady. Lotniczy charakter kongresu był podkreślony zawieszonymi nad galerią naokoło sali tablicami noszącymi nazwiska zasłużonych w dziejach techniki lotniczej ludzi. Pouczające będzie podanie tych nazwisk, świadczy bowiem o tym, kogo w pojęciu Niemców należy zaliczyć do „galerii zasłużonych". Oto oni: Lilienthal, Wilhelm Siegert, Etrich, Pégoud, Brüder Wright, Ferdinand Schulz, Bider, Blériot, Chanute, Hauptm. Ferber, G. Eiffel, Santos - Dumont, Langley, Lancaster, Reynold, Guidoni, De La Cierva, Graf Zeppelin — razem 18 nazwisk.

Zjazd został uświetniony obecnością szeregu osobistości niemieckich i zagranicznych. Kanclerz Hitler był reprezentowany przez swego zastępcę (Stellvertreter), ministra Hessa; poza nim na zjeździe zjawili się bardzo licznie przedstawiciele niemieckich władz lotniczych z generałem Milchem na czele i szeregiem innych dostojników, świadczących swoją obecnością o znaczeniu zjazdu. Z Italii przybyli liczni przedstawiciele lotnictwa wojskowego (w mundurach) i nauki z generałem Aimone - Cat i prof. Pistolesi na czele. Anglia była reprezentowana przez dość licznych delegatów, między którymi znajdował się wypróbowany przyjaciel Niemców, P. Grey, redagujący znany tygodnik lotniczy „The Aeroplane". Ze Stanów Zjednoczonych przyjechali wymienieni w innym miejscu prelegenci i pułk. Lindbergh. Byli również przedstawiciele szeregu innych krajów, jak Francji, Szwajcarii, Austrii, Szwecji i in.

Zjazd otworzył z niezbyt imponującą (jak na stosunki niemieckie) punktualnością prezes towarzystwa, Dr. Carl Bosch, wygłaszając przemówienie okolicznościowe, którego zrozumienie przekraczało możliwości nietylko wszystkich niewątpliwie cudzoziemców ale i z pewnością większości Niemców. Pod względem dykcji i umiejętności krasomówczych dr. Bosch jaskrawo odbijał od wszystkich bez wyjątku pozostałych mówców niemieckich, wygłaszających swe przemówienia z niezwykłą swadą, zapałem, głośno i z wielką wyrazistością. Niedociągnięcia te należy niewątpliwie przypisać poważnemu wiekowi dr. Boscha.

Po otwarciu zjazdu krótkie przemówienie oficjalne wygłosił gen. Milch, sekretarz stanu Ministerstwa Lotnictwa, zajmujący w hierarchii niemieckiego lotnictwa następne miejsce po generale Goeringu. Po nim głos zabrał wspomniany już prezes towarzystwa, Baeumker, zajmujący w Wydziale Technicznym Ministerstwa Lotnictwa stanowisko szefa działu badawczego (Chef der Forschungsabteilung im Technischen Amt). Po odczytaniu telegramu wysłanego z okazji zjazdu przez Lilienthal Gesellschaft do gen. Goeringa i nadesłanej przezeń odpowiedzi p. Baeumker wyraził podziękowanie pod adresem tych specjalistów zagranicznych, którzy przygotowali na zjazd specjalne referaty, wymieniając ich nazwiska: Hunsaker i Caldwell ze Stanów Zjednoczonych A. P., Pye, Farren, Ricardo i Eckersley z Anglii oraz Pistolesi, Pezzi i Gasperi z Italii. W dalszym ciągu powitał p. Baeumker delegatów zagranicznych, wymieniając nazwiska gen. włoskiego Aimone - Cat, znanego z wyprawy abisyńskiej, i wreszcie pułk. Lindbergha.

Precyzując cele towarzystwa, p. Baeumker zwrócił uwagę na konieczność wymiany doświadczeń między inżynierem, naukowcem i praktykiem lotniczym, przyciągania do współpracy z lotnictwem najszerszych kół techniki i wreszcie podtrzymywania współzawodnictwa przez podkreślanie i nagradzanie zasług wartościowszych jednostek. Do realizacji tych celów zmierza między innymi rozpisanie przez Lilienthal - Gesellschaft konkursu na opracowane zagadnień z czterech podstawowych dziedzin lotnictwa: budowy samolotów, budowy silników, wyposażenia i uzbrojenia. Ponadto minister wiedzy, wychowania i oświecenia publicznego ufundował dwie doroczne nagrody, w sumie 5000 i 3000 RM, pierwszą dla pogłębiania studiów lotniczych, drugą na poparcie prac w dziedzinie modelarstwa, polecając towarzystwu Lilienthal - Gesellschaft wybór najgodniejszych kandydatów w każdą rocznicę śmierci Lilienthala.

Dalszym nowym celem towarzystwa jest nawiązywanie ścisłego kontaktu osobistego z krewnymi i bliskimi ofiar wypadków lotniczych, będących ceną, płaconą za postęp w lotnictwie.

Wyrażając w dalszym ciągu wyrazy uznania pozostałym władzom i osobistościom niemieckim za poparcie, okazywane stale pracom Lilienthal - Gesellschaft, p. Baeumker nawiązuje do zasług wodza lotnictwa niemieckiego pod-

czas wielkiej wojny, gen. Thomsena, przytaczając słowa, z jakimi ten zwrócił się do towarzystwa. Podkreślił on tam specjalnie zasługi niemieckiego inżyniera i technika dla rozwoju techniki niemieckiej, swojego czasu stanowiące wsparcie dla działań wojennych, dziś służące sprawie pokoju.

Przemówienie swoje skończył p. Baeumker, przytaczając wyjątek listu generała Aimone - Cat do Lilienthal-Gesellschaft, napisanego w początku b. r. W liście tym stwierdza gen. Aimone - Cat, że wszystkie wysiłki i ofiary dla rozwoju lotnictwa znajdują swój pierwowzór w dani, jaką złożył ze swego życia Otto Lilienthal.

Następnie odbył się akt wręczenia złotych medali najwybitniejszym przedstawicielom niemieckiej techniki lotniczej w dowód uznania dla ich zasług. Ceremonii dokonał gen. Udet, znakomity jeszcze z czasów wojny lotnik niemiecki, obecnie szef Wydziału Technicznego Ministerstwa Lotnictwa. Uhonorowani zostali:

1. Prof. Dr. Ing. Otto Mader z Dessau za prace z dziedziny lotniczych silników benzynowych i Diesla.
2. Dr. Ing. Arthur Berger i Dipl. Ing. Fritz Nallinger ze Stuttgartu (wspólnie) za konstrukcje nowych silników lotniczych.
3. Prof. Dipl. Ing. Willy Messerschmidt z Augsburga za działalność w dziedzinie konstrukcji płatowców.

Na zakończenie oficjalnej części zjazdu przemówił w imieniu gości zagranicznych prof. Pistolesi, wypowiadając swe przemówienie w bardzo poprawnej niemczyźnie. Okoliczność wyboru Włocha oraz pełna gorących akcentów treść przemówienia kazały się domyślać coraz silniej zarysowującego się zbliżenia włosko - niemieckiego.

Podczas przerwy, która po tym nastąpiła, odbyła się uroczystość przedstawienia gości zagranicznych min. Hessowi, po czym przystąpiono do części naukowej zjazdu. Została ona rozpoczęta referatem Dr. phil. C. Kraucha, poświęconym roli badań naukowych w wykonywaniu planu czteroletniego. Dr. Krauch jest szefem działu badawczo-rozwojowego w urzędzie dla niemieckich surowców i materiałów przetwórczych. Po rzuceniu przez kanclerza hasła pełnego uniezależnienia Niemiec od surowców zagranicznych prace w tym kierunku zostały rozpoczęte od opracowania planu, w którym podzielono całość materiałów przemysłowych na jedenaście następujących grup:

Żelazo i stal, metale nieżelazne wraz z lekkimi, kamienie i ziemie, materiały sztuczne i do prasowania, kauczuk, oleje mineralne, tłuszcze, białko, drzewo i materiały pochodne, skóra i materiały garbarskie oraz materiały tekstylne.

Następnie oceniono sytuację, istniejącą w każdej z wymienionych dziedzin, celem stwierdzenia, jaki został już osiągnięty stopień samowystarczalności i jakiego charakteru prace muszą być w danej chwili przeprowadzane; zależnie od stopnia zaawansowania miano do czynienia z całą gamą możliwości, od wstępnych badań laboratoryjnych do dojrzałych realizacji na skalę przemysłową.

Urzeczywistnianie prac z tej dziedziny opiera się na jaknajszerzej pojętej współpracy, obejmującej czynniki naukowe, gospodarcze i przemysłowe. U podstawy całej organizacji znajduje się państwo, bez poparcia i koordynacji którego przeprowadzenie tych prac byłoby niemożliwe, czy to ze względu na ich pozorną nieopłacalność czy też na niemożliwość osiągnięcia na innej drodze koniecznego stopnia koordynacji.

Prelegent dokonał przeglądu wszystkich wymienionych dziedzin gospodarki surowcowej, przytomniając zebranym wybitne zdobycze, osiągnięte przez Niemców na tak trudnej drodze. Po za znanymi już dobrze osiągnięciami w dziedzinie sztucznego kauczuku czy benzyny syntetycznej, w sprawozdaniu z dokonanych prac znalazł się również szereg innych, niemniej godnych podziwu wyników, a m. in. zdumienie budzące oświadczenie, że technika niemiecka rozwiązała już zagadnienie syntetycznych tłuszczów jadalnych.

Na zakończenie podkreślił prelegent, że zdobycze w tej dziedzinie wymagają usilnych badań przy udziale licznych badaczy, że jednak wbrew utratemu poglądowi nie są to wyniki, osiągane w sposób przypadkowy, podobnie jak to było z szeregiem ważnych odkryć, a należy je uważać za owoc świadomej pracy, zwróconej w zgóry założonym kierunku. Referat, wygłoszony w niezmiernie interesujący sposób i znamionujący wielką pewność siebie mówcy i wiarę w głoszone hasła, wywarł duże wrażenie i, przynajmniej, jeśli o mnie chodzi, osiągnął zamierzony cel, jakim niewątpliwie było wzbudzenie uznania dla nowych metod niemieckiej gospodarki surowcowej. Nieodparcie nasuwało się wrażenie, że tajemnicą powodzenia nie są w tym wypadku zdolności niemieckich inżynierów, a świadoma wola i planowość działania kierujących nimi władz.

Następnie został wygłoszony przez prof. Dieckmanna referat na wciąż jeszcze aktualny temat p. t. „Przyczyny katastrofy Zeppelina". Prelegent przeprowadził w związku z tym tragicznym dla lotnictwa niemieckiego wypadkiem dochodzenia, niezależnie od prac amerykańskiej komisji oficjalnej, której sprawozdanie ukazało się w numerze Aircraft Engineering z października b. r. Przyczyną katastrofy było zapalenie gazu pod wpływem elektryczności atmosferycznej. Pomijając szczegółowe wywody prelegenta zwrócę uwagę jedynie na końcowe wnioski referatu, podkreślające tragiczny zbieg okoliczności, w wyniku którego wypadek doszedł do skutku. Nieobecność któregokolwiek z wymienionych w dalszym ciągu pięciu warunków uratowałaby LZ 129 od spalenia. Warunkami tymi były: nieszczelność w jednej z tylnych komór, zwilżenie powłoki padającym podczas lądowania deszczem, wykonywanie lądowania t. zw. górnego (Hochlandung, podejście na dość dużej wysokości i następnie opuszczanie się w kierunku zbliżonym do pionowego), burza z towarzyszącym jej naładowaniem atmosfery elektrycznością i wreszcie zwilżenie pod wpływem deszczu liny, spuszczonej do lądowania. Na słuszność hipotezy prof. Dieckmanna wskazały doświadczenia, przeprowadzone na modelach, które pozwoliły na dowolne odtwarzanie katastrofy.

Podczas referatu prof. Dieckmanna były pokazywane przezrocza, co pozwoliło na przekonanie się o doskonałym przygotowaniu sali pod względem technicznym do takich pokazów. Samoczynnie zasuwające się zasłony na wszystkich, licznych i dużych oknach sali, mieszczącej, jak zaznaczyłem, 2000 osób, pozwalały na przejście od oświetlenia dziennego do całkowitej ciemni w czasie kilkunastu sekund.

Po tym referacie wszedł na katedrę pierwszy z gości zagranicznych, prof. Hunsaker z Massachusetts Institute of Technology i odczytał po angielsku referat p. t. „Rozwój transoceanicznej komunikacji lotniczej". Dzięki rozdaniu obecnym referatu, wydrukowanego w oryginale i tłomaczeniu angielskim, istniała możność śledzenia za wywodami prelegenta nawet dla osób nie znających języka. Okresowo rzucane na ekran napisy wskazywały, jaką stronę czyta w danej chwili autor, co jeszcze ułatwiało zadanie. W pracy swojej zastanawiał się prelegent nad możliwościami wprowadzenia regularnej lotniczej komunikacji transatlantyckiej przy oparciu się o obecny stan techniki lotniczej, dochodząc do następujących wniosków. Posiadane wiadomości pozwalają już dziś na budowę znacznie większych, niż dotychczas, samolotów, o osiągach górujących nad aktualnymi obecnie. Praca w tym kierunku musi być prowadzona stopniowo, przy czym najbardziej obiecujące kierunki rozwojowe, to powiększenie obciążenia jednostkowego skrzydeł i obniżenie zużycia paliwa. Należy oczekiwać, że przelot będzie się odbywał bez zatrzymywania, na co obecne typy łodzi latających jeszcze nie pozwalają. Będzie to możliwe po dalszym podwyższeniu jednostkowych obciążeń skrzydeł, przy czym trudność startu, jaką to za sobą pociągnie, będzie mogła być łatwiej pokonana przez łodzie latające, rozporządzające nieograniczoną długością startu, aniżeli przez samoloty lądowe, które wymagałyby do tego celu specjalnych urządzeń. Pod warunkiem posiadania takich urządzeń ostatni typ samolotu górowałby pod względem szybkości i obciążenia użytecznego nad łodziami latającymi. Loty na znacznej wysokości nie wydają się w danej chwili atrakcyjne. Ostatecznie przepowiada autor, że w przyszłości powstaną trzy typy połączeń transatlantyckich: 5-dniowe okrętem, 2-dniowe statkiem powietrznym (sterowcem) i jednodniowe samolotem (lądowym lub wodnym). Doświadczenie pokaże, jaki udział przyjmie każde z tych połączeń w całokształcie komunikacji.

Następny referat wygłoszony przez niemca, F. Hucke, był poświęcony lotowi bez widoczności i jego znaczeniu dla komunikacji lotniczej. Jak słyszałem następnie od specjalistów, referat nie zawierał dla nich nic nowego, na dowód czego zarzucano mu między innymi zajmowanie się tak już przestarzałymi systemami, jak lądowanie bez widoczności wg. t. zw. „ZZ Verfahren". Osobiście wysłuchałem referatu z dość dużym zainteresowaniem, niewątpliwie ze względu na nadzwyczaj skąpe wiadomości, jakimi rozporządzam z tej dziedziny. Muszę się przyznać, że nie sądziłem, aby lądowanie bez widoczności było wciąż tak dalekie od naprawdę zadawalającego rozwiązania, jak to przedstawił prelegent.

Uzupełnieniem do referatu p. Hucke było krótkie przemówienie dyrektora Lufthansy, Freiherr von Gablenza, który również podkreślił konieczność rozwiązania w możliwie niedługim czasie lądowania bez widoczności (we mgle).

Po obiadowej przerwie odbyły się cztery dalsze referaty. W pierwszym z nich płk. Pezzi, przedostatni rekordzista wysokości, wygłosił odczyt o locie wysokościowym. Wygłoszenie odczytu polegało na odczytaniu go z zastraszającą szybkością, niewątpliwie charakterystyczną dla narodowości autora. Tematem odczytu było przedstawienie wyników, uzyskanych przez włoską grupę dla lotów wysokościowych (Reparto d'Alta Quota Italiano). Temat został podzielony na szereg grup: samoloty, silniki, przyrządy pokładowe, śmigła, ubiory wzgl. kabiny wysokościowe, dane meteorologiczne, obmarzanie samolotu, fotografia wysokościowa, fizjologia człowieka na dużych wysokościach, pilotaż samolotu. W każdej grupie autor omówił szczegółowo napotykane przy locie wysokościowym zagadnienia i trudności oraz sposoby ich usunięcia. Zakończył wskazaniem na wybitne możliwości, jakie otworzą się dla lotnictwa po opanowaniu lotów wysokościowych.

Na zbliżony temat przemawiał następnie dr. med. Rein, wskazując na znaczenie, jakie mają dla lotów wysokościowych doświadczenia fizjologiczne, przeprowadzane przez wyprawy wysokogórskie. Doświadczenia takie zostały między innymi przeprowadzone przez ostatnią niemiecką wyprawę w Himalaje. Wykazują one daleko posuniętą możność przystosowania się organizmu ludzkiego do rozrzedzonego powietrza na wysokości, dzięki czemu przesuwa się w górę granica wysokości możliwej na dłuższy okres czasu do zniesienia przez człowieka pozbawionego sztucznego oddychania. Należy zaznaczyć, że obserwacje uczestników wyprawy nie mogły być z natury rzeczy oparte na posługiwaniu się czułymi przyrządami naukowymi i brały pod uwagę jedynie szybkość tętna. Ta właśnie możność przystosowania się organizmu do pobytu na dużej wysokości jest konieczną cechą u pilotów wysokościowych.

Zarówno płk. Pezzi jak i dr. Rein wskazali na to, że w miarę wznoszenia się są napotykane dwie charakterystyczne granice wysokości: pierwsza około 8000 m., powyżej której zachodzi konieczność założenia aparatu tlenowego, druga około 14500 m, wymagająca umieszczenia pilota w szczelnym skafandrze lub szczelnej kabinie.

Na zakończenie zostały wygłoszone tego dnia dwa referaty silnikowe, opracowane przez znanych fachowców angielskich: Dr. Pye, dyrektora wydziału badań naukowych angielskiego Ministerstwa Lotnictwa (director of Scientific Research) i H. R. Ricardo, zbyt dobrze znanego, aby go trzeba było przedstawiać. Pierwszy z nich mówił o znaczeniu materiałoznawstwa dla rozwoju silników lotniczych, drugi zaś oświetlił niektóre zagadnienia, związane z rozwojem silników lotniczych. Należy zaznaczyć, że aczkolwiek obai autorzy przybyli na zjazd i byli na zebraniu, to ograniczyli się do pokazania na katedrze i do wygłoszenia paru słów, (p. Pye w doskonałej niemczyźnie, p. Ricardo po angielsku) zaś same referaty zostały wygłoszone w tłomaczeniu niemieckim przez miejscowe siły.

Referat p. Pye podkreślił z początku znaczenie metalurgii dla rozwoju silników, wskazując na jej wielką rolę w tej dziedzinie. Nawiasem wspomnę, że w przekonaniu Ricardo rola ta nie jest bynajmniej taka duża i że zwrócił on w referacie swoim przede wszystkim uwagę na zasługi konstruktorów. Po rozpatrzeniu ewolucji , jaką przeszły w okresie ostatnich 7 lat poszczególne części silników dla sprostania stawianym im coraz cięższym wymaganiom, dr. Pye przeszedł do zagadnień ściśle naukowych, rozpatrując zjawiska, zachodzące na granicy dwóch stykających się metali, smarowanych lub nie. Jeśli smarowania brak lub jest ono niedostateczne, wówczas następuje według ostatnich poglądów fizyki szczepianie się molekuł na stykających się powierzchniach, prowadzące do zatarcia. Oczywiście skłonność do tego zatarcia zależy od stopnia powinowactwa współpracujących metali, wykazujących mniejszą lub większą skłonność do szczepiania się. Nowoczesna wiedza wnika w budowę warstwy powierzchniowej metali, która może być krystaliczna lub też bezpostaciowa, jak na przykład t. zw. warstwa Beilby'ego, dająca się wytworzyć przez polerowanie. Ta ostatnia jest z punktu widzenia tarcia korzystniejsza ze względu na swoją gładkość. Na zakończenie prelegent wytłomaczył, że zwracając uwagę na te sprawy chciał wskazać na sposoby zrozumienia i uniknięcia zatarcia, stanowiącego przy dużych naciskach, występujących w nowoczesnych silnikach, coraz groźniejsze niebezpieczeństwo.

Z zaciekawieniem oczekiwany referat Ricardo p. t. „Niektóre zagadnienia rozwoju silników" nie zawiódł słuchaczy, jak wszystko, co od czasu do czasu ogłasza ten wybitnie samodzielny i nieulegający niczyim wpływom badacz. Rozpoczął on od omówienia rozwoju silników lotniczych od czasów wojny, dochodząc do wniosku, że stan dzisiejszy charakteryzuje się przede wszystkim bardzo daleko idącym wyzyskaniem wszystkich części silnika, które pracują dzięki temu z jednakowym dla całego silnika współczynnikiem bezpieczeństwa, podczas gdy dawniej stopień pewności, z jakim pracowały poszczególne części, był bardzo nierównomierny. Podczas gdy dawniej czynnikiem ograniczającym moc silnika była skłonność paliw do detonacji, to dzisiaj granicę wyznaczają zdolność do odprowadzania ciepła (chłodzenie) z silnika oraz ciśnienia maksymalne. Prelegent przypuszcza, że dalsze udoskonalenia pozwolą na podwyższenie granicy ciśnienia maksymalnego do 80 kg/cm². Przejście do ciśnień maksymalnych wyższych wymagałoby opracowania nowych typów silników o wielkiej ilości małych cylindrów. Zawarte w referacie wykresy, oparte na doświadczeniach laboratorium Ricardo w Shoreham, przedstawiły szereg wzajemnych zależności, występujących między takimi czynnikami, jak stopień sprężania, zużycie paliwa, ciśnienie maksymalne i in., wskazując między innymi na możliwości podwyższenia stopnia sprężania i doładowania, wyznaczone z jednej strony przez ciśnienie maksymalne, z drugiej strony zaś przez liczbę oktanową paliwa.

Ricardo uważa, że podwyższenie stopnia sprężania powyżej 7:1 nie daje zysków, któreby usprawiedliwiały towarzyszące temu niedogodności: wzrost ciśnienia maksymalnego i zmniejszenie objętości przestrzeni dawkowej; ta ostatnia okoliczność wpływa ujemnie na możliwość podwyższenia mocy silnika przez doładowanie, gdyż mniejsza objętość cylindra mieści mniejszy ciężar dawki.

Granica podwyższenia mocy, stawiana przez możliwość odprowadzania ciepła z tłoka i łożysk wału wykorbionego, może być jeszcze zdaniem prelegenta odsunięta przez intensywniejsze, niż dotychczas, wewnętrzne chłodzenia silnika olejem. Możliwości w tym kierunku zostały stwierdzone przez laboratorium w Shoreham.

Najciekawszą częścią odczytu było opisanie zainicjowanych przez prelegenta w roku 1920 prac, którym należy zawdzięczać wprowadzenie przed niedawnym czasem najbardziej dziś bodaj obiecującego typu silnika, jakim są Bristolowskie silniki z rozrządem suwakowym. Prelegent opisał próby na pierwszym zbudowanym przez siebie silniku jednocylindrowym tego rodzaju, mimo jednak uzyskanych wybitnych jak na owe czasy (1920 — 1923) wyników nie wzbudziły one zainteresowania lotnictwa ze względu na niedostosowanie konstrukcji silnika do wysokich obrotów. W 1926 roku Ricardo zbudował silnik o mniejszej objętości cylindra, osiągający do 5000 obr/min. Przy pomocy oddzielnej sprężarki udało się wydobyć z tego silnika przy 5000 obr/min moc, odpowiadającą około 116 KM z litra.

Interesujące wyniki uzyskane przez Ricardo (jak wysokie moce, niskie zużycie jednostkowe, łatwość pracy na paliwach o miernej odporności na detonacje, doskonały wygląd części silnika po pracy) wzbudziły wielkie zainteresowanie firmy Bristol, której główny konstruktor p. Fedden przystąpił do współpracy z Ricardo nad zbudowaniem pracującego na tej zasadzie silnika lotniczego, chłodzonego powietrzem. Główna trudność polegała na zapewnieniu należytego chłodzenia głowicy i na dobraniu odpowiednich materiałów. Ostatnia trudność polegała na dobraniu takiego materiału suwaka, będącego zarazem tuleją roboczą cylindra, któryby posiadał współczynnik rozszerzalności dostosowany do materiału cylindra, wykonanego ze względu na lekkość z aluminium. Zasługę dobrania właściwego materiału należy przypisać firmie Bristol, która zastosowała do tego celu azotowaną tuleję ze stali austenitycznej. Wobec opanowania trudności, napotkanych przy chłodzeniu powietrzem, należy żałować, że brak jest dotychczas usiłowań zbudowania pracującego na tej zasadzie silnika chłodzonego wodą, co byłoby zdaniem prelegenta znacznie łatwiejsze.

W dalszym ciągu omówił prelegent dziedzinę Diesli lotniczych. Istnieją trzy możliwości zbudowania takich silników: 1) słabo doładowany czterosuw o wysokim stopniu sprężania, 2) dwusuw o wysokim stopniu sprężania i 3) wysoko doładowany czterosuw o stosunkowo niskim stopniu sprężania. Po uzasadnieniu powodów, dla których pierwszy typ nie nadaje się dla lotnictwa (głównie niemożność wydobycia zeń dostatecznie wysokiej mocy z litra) przeszedł do drugiej grupy, wytykając na wstępie, że należący do niej niemiecki Jumo nie jest wolny od wad, za jakie pale-

ży uważać zbytni ciężar i komplikację konstrukcji. Zamiast takiego rozwiązania prelegent widzi możność zastosowania silnika o jednym tłoku na cylinder z rozrządem suwakowym; typ taki został zbudowany i zbadany przez prelegenta, dając maksymum 37,6 KM z litra. Ostatnie trzecie rozwiązanie jest zdaniem prelegenta najłatwiejsze, aczkolwiek być może nie najlepsze. Niski stopień sprężania pozwala na osiągnięcie większych zysków z doładowania.

W związku z występującą tendencją budowania silników o dużej ilości małych cylindrów prelegent uważa, że urzeczywistnianie tego kierunku jest łatwiejsze w dziedzinie silników typu Diesla (łatwiejsze doprowadzenie i rozdział paliwa i powietrza do cylindrów), niż w silnikach o zapalaniu elektrycznym. Do takiego rozwoju nadawałaby się specjalnie trzecia grupa silników, gdzie niski stopień sprężania pozwoliłby na konstrukcyjne rozwiązanie przestrzeni dawkowej nawet przy małych objętościach cylindrów. Za koniecznością budowania Diesli o małych cylindrach przemawia również trudność odprowadzania przy tych silnikach ciepła z niektórych części przestrzeni dawkowej.

Na zakończenie stwierdził prelegent, że szereg względów przemawia za zastąpieniem gaźników wtryskiwaczami: pozwoliłoby to na przepłukiwanie przestrzeni dawkowej powietrzem bez strat paliwa, na pewniejsze uzyskiwanie niskich zużyć paliwa i na zastosowanie paliw o mniejszej lotności, posiadających nieraz bardzo wysokie liczby oktanowe. W wyniku przeprowadzonych u siebie doświadczeń prelegent przekonał się, że najważniejszym warunkiem zadawalającej pracy z wtryskiem jest stworzenie w silniku wirowego ruchu powietrza, koniecznego dla uzyskania jednorodnej mieszanki. Ten ruch jest najłatwiejszy do uzyskania w silnikach o rozrządzie suwakowym. Wysuwana przez niektórych trudność uzyskania odpowiedniego stosunku paliwa do powietrza przy wszystkich warunkach pracy silnika została zdaniem prelegenta przesadzona i daje się opanować przez oddziaływanie ciśnienia wlotowego na regulację pompki wtryskującej.

Następnego dnia zjazd przeniósł się do Politechniki Monachijskiej, gromadząc uczestników w salach wykładowych. Prace zjazdowe zostały rozpoczęte od referatów wspólnych, przy czym jako pierwszy odbył się referat prof. J. Zennecka o zadaniach radio-telegrafii, na którym jednak nie byłem, wobec czego sprawozdanie swoje rozpocznę od referatu następnego p. t. „Śmigła dla silników wielkiej mocy" wygłoszonego przez najlepszego amerykańskiego a być może i światowego specjalistę z tej dziedziny, F. W. Cadwella, konstruktora znanych śmigieł Hamiltona. Prelegent rozpoczyna od stwierdzenia, że stale rosnące moce i wysokości nominalne silników lotniczych utrudniają zagadnienie doboru śmigieł. Dla zdania sobie sprawy z tych trudności prelegent rozpatruje hipotetyczny typ silnika o mocy nominalnej 2000 KM przy 2800 obr/min i wysokości 6000 m oraz mocy startowej 2300 KM przy 3000 obr/min. W dalszym ciągu założył, że silnik taki może pracować przy różnych przekładniach reduktora, wynoszących 0,5 do 0,3, i że służy do napędu czterech różnych samolotów o szybkościach na 6000 m, wynoszących 400, 480, 560 i 640 km/godz. Dla tych wszystkich kombinacji prelegent przeprowadził obliczenie potrzebnych śmigieł, zakładając trzy wypadki: śmigła trój- cztero-, i sześciołopatkowego. Po porównaniu uzyskanych śmigieł prelegent dochodzi do wniosku, że śmigło sześciołopatkowe przedstawia się najkorzystniej pod względem średnicy i ciężaru, podczas gdy trójłopatkowe odznacza się największą sprawnością i daje największy ciąg przy starcie. Cztery łopatki stanowią oczywiście rozwiązanie kompromisowe.

Bardzo ważną i niekorzystną okolicznością jest znaczny wzrost jednostkowego (t. zn. w stosunku do KM) ciężaru śmigieł wraz ze wzrostem przenoszonych przez nie mocy. I tak trójłopatkowe śmigło dla silnika o mocy 2000 KM posiadałoby średnicę około 6 m i ważyłoby około 550 kg, czemu odpowiada około 0,27 kg/KM w porównaniu do aktualnych obecnie 0,16. Jest to ciężar nadmierny, i należy dążyć do obniżenia go, co byłoby przede wszystkim możliwe na drodze odizolowania śmigła od wpływu drgań, pochodzących od silnika. Można się spodziewać osiągnięcia w ten sposób ciężaru jednostkowego 0,19 kg/KM. zbliżającego się do obecnej normy 0,16 kg/KM. Tego rodzaju śmigła o trzech łopatkach byłyby przede wszystkim stosowane do dużych bombowców i samolotów komunikacyjnych w połączeniu z reduktorem o dużej przekładni, podczas gdy śmigła o sześciu łopatkach nadawałyby się do samolotów mniejszych i wymagałyby mniejszej przekładni reduktora (wyższej liczby obrotów).

Obniżenie ciężaru śmigieł będzie możliwe przez zastosowanie łopatek ze stopu magnezowego lub wydrążonych aluminiowych. Ponadto zwrócił prelegent uwagę na drążone łopatki ze stali i na materiały syntetyczne.

Inną możliwość obniżenia ciężaru i średnicy śmigieł widzi prelegent w posiadających wspólny napęd śmigłach przeciwbieżnych. Główną zaletą tego rozwiązania jest wyeliminowanie momentu, działającego na samolot; wadą natomiast jest zmniejszenie sprawności układu w porównaniu do większego śmigła o trzech łopatkach oraz zmniejszenie rozporządzalnego przy starcie ciągu śmigła, w związku z czym rozwiązanie to staje się nie do przyjęcia w samolotach bombowych i komunikacyjnych. Ponadto wyraża prelegent obawę, że śmigła przeciwbieżne byłyby narażone na dodatkowe drgania typu dotychczas nieistniejącego, których opanowanie wymagałoby bardzo długich prób.

W dalszym ciągu prelegent opisał pokrótce wprowadzone przez firmę Hamilton rozwiązanie śmigła o stałych obrotach, uzasadniając względy, które skłoniły do przyjęcia tego rozwiązania i jego zalety, cenne przede wszystkim dla samolotów wojskowych. Tej części odczytu nie streszczam, gdyż czytelnicy mieli już możność zapoznania się z tą sprawą na łamach Technicznych Nowości Lotniczych.

W dalszym ciągu prelegent omówił dwa dalsze zastosowania zmienności skoku śmigła: ustawianie płaszczyzny łopatek prostopadle do płaszczyzny obrotu śmigła i hamowanie śmigłem. Pierwsze z nich staje się aktualne w razie uszkodzenia jednego z silników, jednak głównym względem przemawiającym wówczas za tego rodzaju ustawieniem śmigła nie jest zdaniem prelegenta poprawienie osiągów samolotu, które w porównaniu do śmigła w ruchu wiatrakowym nic prawie nie zyskują, a zabezpieczenie silnika przed dalszym posuwaniem się uszkodzenia, co mogłoby nastąpić w razie napędzania uszkodzonego silnika śmigłem. Hamowanie śmigłem stanowi bardzo skuteczny sposób skrócenia wybiegu przy lądowaniu, jednak przechodzenie od skoku dodatniego do ujemnego musiałoby następować bardzo szybko i niezawodnie.

Za najważniejsze zagadnienie, związane z konstrukcją śmigieł, uważa prelegent zbadanie nowej konstrukcji pod względem odporności na uszkodzenia pod wpływem występujących podczas pracy obciążeń. Istnieje dziewięć metod badania tej odporności. Po wyliczeniu i omówieniu ich autor oświetla charakter napotykanych trudności, opisując napotkany przez siebie wypadek, gdy śmigło magnezowe, przeznaczone dla silnika o mocy 225 KM, mogło pochłaniać bez uszkodzenia moc 1700 KM na stoisku z napędem silnikiem elektrycznym; to samo śmigło próbowane na silniku lotniczym, do którego było przeznaczone, uległo w krótkim czasie pęknięciu u nasady łopatki. Przyczyną tego uszkodzenia jak i wszystkich niemal uszkodzeń śmigieł metalowych były drgania, wobec czego prelegent stwierdza, że studia nad tymi drganiami leżą u podstawy wszelkich prac nad zwiększeniem bezpieczeństwa pracy śmigieł i usunięciem niektórych względów wytrzymałościowych, które nie pozwalają nadać śmigłu metalowemu najkorzystniejszych pod względem aerodynamicznym kształtów. Po wyliczeniu źródeł zewnętrznych, wzbudzających drgania śmigła, prelegent przeszedł do omawiania metod pomiaru wywoływanych przez nie odkształceń.

Istnieje szereg metod pomiaru odkształceń, jakim podlega śmigło podczas pracy. Po opisaniu ich prelegent zatrzymał się bliżej na metodzie stosowanej przez jego firmę. Posługuje się ona paskiem węgla, przymocowanym do badanej części śmigła specjalnym kitem i włączonym w obwód elektryczny. Pod wpływem zmian naprężenia w badanym miejscu śmigła zmienia się opór tego paska, przy czym zmiany te mogą być rejestrowane pod postacią zmian napięcia w specjalnym układzie elektrycznym. Prelegent przedstawił szereg wyników, otrzymanych przy stosowaniu tej metody. Na zakończenie referatu prelegent omówił znaczenie tłumienia dla zmniejszenia szkodliwości wpływu drgań. Istnieje tłumienie wywołane wpływami aerodynamicznymi i tłumienie pod wpływem tarcia, występującego w miejscu zamocowania łopatki.

Ostatnim z odczytów, przedstawionych na plenum, była praca, a raczej sprawozdanie prof. E. Pistolesi, omawiające stan prac badawczych z dziedziny lotnictwa, przeprowadzanych obecnie w Italii. Omówione zostały następujące dziedziny: aerodynamika, teoria oporu, aerodynamika wielkich szybkości, aerodynamika doświadczalna, tunele aerodynamiczne, stateczność i mechanika lotu, obciążenie samolotów

podczas startu i lądowania, wytrzymałość konstrukcji, materiały, silniki, meteorologia i różne. Ze względu na wielką ilość i różnorodność omówionych przez prelegenta prac streszczenie ich jest tu niemożliwe. Pragnę jedynie zwrócić uwagę na to, co mnie najbardziej w referacie prof. Pistolesi uderzyło: mianowicie na ogromną rolę, przypisywaną przez Włochów badaniom naukowym w dziedzinie lotnictwa, i na znaczną ilość instytucji badawczych, badania te prowadzących. Wskazuje to na daleko posuniętą decentralizację badań we włoskim lotnictwie, prowadzonych z jednej strony przez instytucje państwowe (np. instytut w Guidonii), z drugiej strony zaś przez instytucje naukowe z uniwersytetem w Pizie i politechniką w Turynie na czele. Koordynacja wysiłków tej wielkiej armii badaczy jest zapewniona m. in. przez częste kongresy: z referatu prof. Pistolesi wynikało na przykład, że tematy lotnicze są z reguły uwzględniane nie tylko na kongresach lotniczych, ale i na włoskich kongresach matematyków, fizyków, inżynierów i in. Najlepszym dowodem skuteczności tych metod jest wspaniały rozwój włoskiego lotnictwa.

Pozostała część obrad kongresu była prowadzona w trzech sekcjach: samolotowej, silnikowej i radiowej. Ze względu na swoją specjalność przyłączyłem się do sekcji silnikowej, na której zostały wygłoszone niżej streszczone odczyty.

W środę 13 października odbyły się odczyty dr.-ing. K. Löhnera (BMW Flugmotorenbau) „O zjawiskach chłodzenia i spalania w silnikach gwiazdowych" oraz dr.-ing. Weise „Przemiana energii w chłodnicy". W pierwszym odczycie prelegent rozpoczął od stwierdzenia, że szybki rozwój silników gwiazdowych został w dużej mierze umożliwiony dzięki opanowaniu zagadnień chłodzenia i spalania w silniku. W dalszym ciągu podał liczby, charakteryzujące rozwój silników BMW w przeciągu ostatnich dziesięciu lat (np. powiększenie powierzchni chłodzącej z 0,83 na 1,85 m² na cylinder) oraz potrzebne dla chłodzenia obecnego silnika zużycie mocy i odprowadzaną przez powietrze ilość ciepła, wynoszącą obecnie około 260 kal. na KM.

Najciekawszą częścią odczytu były przedstawione przez prelegenta wykresy, podające możliwe do osiągnięcia moce w zależności od regulacji gaźnika (jednostkowego zużycia paliwa) i liczby oktanowej stosowanego paliwa. Okazało się, że wytwórnia BMW przystąpiła już do prób z paliwem o liczbie oktanowej 100, wkraczając w ten sposób na drogę, wskazaną oddawna przez Stany Zjednoczone. Prelegent podkreślił przy tym dobrze już znane możliwości, jakie daje nowe paliwo: podwyższenia mocy lub też obniżenia jednostkowego zużycia paliwa. Praktyczne osiągalne na tym paliwie zużycia jednostkowe ocenił prelegent na 180 do 190 gr/KMgodz.

W odczycie o przemianie energii w chłodnicach zajął się dr. Weise z DVL jedynie chłodnicami silników chłodzonych cieczą, a więc tematem niezbyt nasze lotnictwo interesującym. Stwierdził on, że straty na chłodzenie w takich chłodnicach są zależne m. in. od szybkości samolotu i od stopnia nagrzania się powietrza w chłodnicy. Istnieje teoretycznie możliwy wypadek, gdy wskutek znacznego ogrzania się powietrza w chłodnicy, a więc powiększenia jego objętości da się uzyskać przy odpowiednim ukształtowaniu wyprowadzenia powietrza z chłodnicy szybkość powietrza na wylocie z chłodnicy większą od szybkości samolotu, co daje efekt reakcyjny, dzięki czemu chłodnica stwarza opór ujemny, inaczej mówiąc zamiast obniżać — zwiększa szybkość samolotu. Przy obecnie aktualnych szybkościach zrealizowanie tej możliwości nie jest do pomyślenia, wskazuje jedynie na drogę, na której należy obniżać opór, stawiany przez chłodnicę.

Ostatni dzień zjazdu, czwartek 14 października, dał na sekcji silnikowej następujące odczyty: dr.-ing. Berger „Rozwój silników Diesla z komorą wstępną przeznaczonych do sterowców, szybkich łodzi i samolotów", dr.-ing. H. Oestrich „Nowsze badania na silnikach chłodzonych powietrzem" i prof. dr.-ing. K. A. Lürenbaum „Obciążenie i wytrzymałość wałów korbowych silników lotniczych".

Dr. Berger z firmy Daimler-Benz, nagrodzony przed dwoma dniami medalem, po uzasadnieniu względów, które skłoniły jego firmę do zatrzymania się na silniku Diesla z komorą wstępną, przedstawił przebieg prac nad konstrukcją silników do zniszczonego przed niedawnym czasem w katastrofie sterowca LZ 129. W chwili otrzymania zamówienia na te silniki najbardziej zbliżoną do niego gotową konstrukcją firmy był silnik o średnicy cylindrów 165 mm; próba zbudowania cylindrów nowego silnika o wymiarach 190 × 250 okazała się zbyt dużym skokiem, wobec czego zatrzymano się na projekcie, przewidującym wymiary 175 × 230 i 16 cylindrów. Prelegent pokazał widoki i przekroje nowego silnika, uzasadniając wybór przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych i zatrzymując się na bardzo ciekawych rozwiązaniach, które pozwoliły na dwukierunkową pracę silnika. Mimo bardzo krótkiego czasu prac nad nowym silnikiem spełnił on z naddatkiem postawione mu wymagania, zapewniając bardzo niskie zużycia paliwa, wynoszące 163 do 166 gr/KMgodz, i pełną niezawodność w pracy.

Dr.-ing. Oestrich zajął się omówieniem wyników prób nad zbudowanym przez jego firmę (Brandenburgische Motorenwerke) silnikiem, Bramo 323. Próby te miały na celu ilościową ocenę wszystkich wielkości, wchodzących w rachubę przy chłodzeniu silnika, jak przepływ powietrza chłodzącego, wzrost temperatur i inne. Rozpoczął od szczegółowego opisu instalacji, składającej się z wentylatora i dynamometru oraz z silnika, zaopatrzonego w pierścień i deflektory ciśnieniowe. Pomiar ilości powietrza chłodzącego był uskuteczniany przy pomocy kryzy pomiarowej, umieszczonej na wlocie do wentylatora. Ponadto przeprowadzano pomiary ciśnienia powietrza chłodzącego w licznych punktach silnika. Wyniki przeprowadzonych prób zostały przedstawione pod postacią szeregu wykresów, ujmujących wzajemną zależność takich czynników, jak szybkość powietrza chłodzącego, moc silnika, temperatury silnika, jednostkowe zużycie paliwa i in. Przedstawione przez prelegenta wykresy pozwalały na zdanie sobie sprawy z dobrze znanej okoliczności, że obniżenie intensywności chłodzenia może być skompensowane przez podwyższenie zużycia paliwa i odwrotnie, przy czym zależność ta została ujęta ilościowo. Jeden z wykresów uwzględniał również wpływ wysokości na chłodzenie. Wogóle referat był bardzo ciekawy ze względu na ilościowe podanie zależności, których znajomość pozostawia dotychczas wiele do życzenia.

Ostatni z wysłuchanych przeze mnie na zjeździe referatów, wygłoszony przez prof. Lürenbauma z DVL, stanowił reasumcję dzisiejszego stanu wiedzy w złożonej dziedzinie wytrzymałości wałów korbowych ze specjalnym uwzględnieniem silników szeregowych. Prelegent wziął pod uwagę z jednej strony obciążenia działające na wał, z drugiej strony zaś czynniki, od których wytrzymałość wału zależy. Jak wiadomo, wytrzymałość ta w stosunkowo niewielkiej mierze zależy od własności wytrzymałościowych materiału, z którego wał jest wykonany, a pozostaje w wybitnym stopniu pod wpływem geometrycznych kształtów wału oraz wykończenia powierzchni. Dla uzasadnienia tego prelegent przytoczył szereg przykładów.

Wobec niemożności wysłuchania odczytów pozostałych sekcji nie mogę poinformować czytelników o ich treści tak dokładnie, jak to uczyniłem dla referatów silnikowych. Ograniczę się tylko do podania tytułów wygłoszonych referatów i do bardzo krótkich streszczeń referatów samolotowych, opracowanych na podstawie informacji, które uzyskałem od obecnego również na zjeździe kol. Challiera.

W środę 13 października M. Gasperi z poselstwa italskiego w Berlinie mówił o urządzeniach i metodach, używanych do badań przy szybkości ponaddźwiękowej. Na podstawie doświadczeń, zdobytych w tej dziedzinie w Guidonii, okazało się, że podstawowe znaczenie posiada dla tych badań dobór kształtu dyszy.

Dr. A. Betz z instytutu w Gietyndze mówił o zadaniach i metodach badań aerodynamicznych, dochodząc do wniosku, że dalsze powiększanie tunelów aerodynamicznych przestaje się opłacać ze względu na potrzebne w związku z tym kolosalne moce i inne poważne inwestycje. Zamiast tego radził on zwrócić większą uwagę na badania w locie. Zakończył wezwaniem do szkolenia młodych sił, z których rekrutowałby się w przyszłości zastęp badaczy. Charakterystycznie brzmi to wezwanie w ustach przedstawiciela techniki niemieckiej, pozornie nie cierpiącej na brak sił technicznych.

W czwartek 14 października W. S. Farren z angielskiego Ministerstwa Lotnictwa w Londynie zajął się omówieniem wyników prac z dziedziny aerodynamiki, przeprowadzonych przez uniwersytet w Cambridge. Referat jego miał charakter przeglądu historycznego, wskazującego na możliwości przeprowadzenia wartościowych prac małymi środkami.

Dr.-ing. M. Kramer z Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt przedstawił wyniki badań szeregu profili w wielkim tunelu aerodynamicznym DVL, przedsięwzięte celem porównania z wynikami, uzyskanymi w Stanach Zjednoczo-

nych. Naogół otrzymano wyniki zgodne, aczkolwiek opory okazały się nieco mniejsze.

Końcowy w tej sekcji referat dr.-ing. F. Weiniga z DVL miał za temat wyniki badań nad śmigłem w ukośnym strumieniu powietrza. Zbadano siły żyroskopowe, aerodynamiczne i in. działające na śmigło w takich warunkach i rozpatrzono warunki lotu, przy jakich śmigło znajduje się pod tego rodzaju wpływem, mianowicie wznoszenie. Prelegent stwierdził, że przy wznoszeniu się pod dużym kątem może dojść do zmniejszonej skuteczności usterzenia wysokościowego, zmniejsza się bowiem kąt natarcia statecznika pod wpływem odgięcia strug.

Referaty na sekcji radiowej zostaną przeze mnie potraktowane najpobieżniej, ograniczę się bowiem tylko do podania ich tytułów. Oto one:

Środa, 13 października: Dr. Eckersley, London: „Podstawowe zagadnienia wyznaczania położenia samolotów przy pomocy radia" oraz prof. Dieckmann, Oberpfaffenhofen: „Goniometr ramowy w nienormalnie polaryzowanym polu".

Czwartek, 14 października: dr.-ing. Beuermann, Berlin: „Określanie położenia przy pomocy fal ultrakrótkich", dipl.-ing. M. H. Gloeckner, Berlin: „Goniometr dwuramowy" i dr.-ing. M. Kramar, Berlin: „Odbiornik pokrętny przy stosowaniu fal ultrakrótkich".

Program odczytowy zjazdu został zakończony dwoma odczytami, które odbyły się w tym samym czasie: prof. E. Sagebiel mówił o nowoczesnych portach lotniczych, a dr.-ing. E. Ewald o znaczeniu fotografii i pomiarów, dokonywanych z samolotu. Należy zaznaczyć, że prof. Sagebiel jest twórcą szeregu nowoczesnych portów lotniczych z nowym portem w Tempelhof na czele, którego budowa jest obecnie w toku i który pod względem rozmachu i nowoczesności ma przewyższyć wszystko, co gdziekolwiek w tej dziedzinie dokonano. Dr. Ewald omówił znaczenie fotogrammetrii i poparł swoje wywody szeregiem zdjęć i demonstracją przyrządów z tej dziedziny, produkcji firm Zeiss w Jenie i Photogrammetrie w Monachium.

W ten sposób wyczerpałem tak bogaty w tym roku program zjazdu Lilienthal-Gesellschaft. Objął on poza przemówieniami oficjalnymi 12 referatów, wygłoszonych na plenum, 15 referatów, wygłoszonych na posiedzeniach sekcyjnych (po 5 na sekcję) i wreszcie 2 referaty specjalne, które odbyły się przy końcu zjazdu, razem 29 referatów. Cały materiał zjazdowy zostanie wydrukowany w specjalnym sprawozdaniu, które prawdopodobnie ukaże się w najbliższym czasie (jeżeli już się nie ukazało) pod tytułem: „Gesammelte Vorträge aus der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft". Dzieło to zamawiać można bezpośrednio w Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung, Berlin SW 68, Wilhelmstrasse 146.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYCIECZKA NA SALON MEDIOLAŃSKI

W okresie pomiędzy 9 a 19 października b. r. odbyła się zorganizowana przez Z.P.I.L. wycieczka na Salon Lotniczy w Mediolanie. W wycieczce wzięły udział 23 osoby.

Poza Salonem uczestnicy wycieczki zwiedzili następujące wytwórnie: Aeroplani Caproni, Societa Idrovolanti Alta Italia (Savoia Marchetti), Aeronautica d'Italia, Fiat, Isotta Fraschini i Alfa Romeo.

BRAKUJĄCE NUMERY T. N. L.

Wzywa się wszystkich członków Z.P.I.L. do podania pod adresem Redakcji Technicznych Nowości Lotniczych, czy i które numery brakują im do kompletu pisma za 1937 r. Brakujące numery zostaną im natychmiast wysłane bezpłatnie. Ostateczny termin zgłaszania zapotrzebowania na brakujące numery ustala się do 15 grudnia 1937 r.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Nowe paliwa i smary lotnicze na tle współczesnego rozwoju przemysłu naftowego wygłosił dnia 1 października 1937 r. inż. Jan Tuszyński.

Prelegent rozpoczął od podzielenia się wrażeniami z tegorocznego, drugiego światowego kongresu naftowego, który odbył się w czerwcu w Paryżu, a następnie scharakteryzował rolę produkcji lotniczej w całokształcie działalności współczesnego przemysłu naftowego. Przemysł naftowy jest zainteresowany w produkcji lotniczej nie tyle ze względów finansowych, ile raczej dla celów propagandy i zdobycia pewnego doświadczenia, oraz ustępując presji czynników państwowych, widzących w lotnictwie potężny czynnik obrony narodowej. Dzisiejsza jakość przetworów, produkowanych dla lotnictwa, jest wynikiem długotrwałej ewolucji, przez jaką przeszedł przemysł naftowy od chwili swego powstania. Rozwój ten można podzielić na trzy etapy: destylacja, kraking i kataliza. Podczas gdy przemysł zagraniczny wkroczył już w etap trzeci, to przemysł polski nie wyszedł jeszcze z pierwszego. Analogicznie może wyodrębnić również trzy okresy, charakteryzujące metody produkcji przetworów dla lotnictwa: destylacja, selekcja i kataliza. Prelegent wyjaśnił na czym polegają metody, stosowane w wymienionych okresach, zatrzymując się dłużej na metodach katalizy, mającej za zadanie otrzymanie produktów o wysokiej jakości na drodze ścisłego kontrolowania przebiegów reakcji przez specjalnie dobrane katalizatory.

Jakość wytwarzanych w pewnych warunkach produktów lotniczych jest wypadkową szeregu czynników, jak stosunków ekonomicznych przemysłu naftowego, potrzeb technicznych lotnictwa oraz ogólnego stanu surowcowego danego kraju. Prelegent stwierdza, że poważną przeszkodą na drodze do otrzymywania wartościowych produktów lotniczych w Polsce jest słaby rozwój motoryzacji wskutek czego krajowy przemysł naftowy posiada strukturę znacznie odbiegającą od struktury przemysłów zagranicznych.

W dalszym ciągu prelegent przeszedł do charakteryzowania paliw o liczbie oktanowej 100 i zapewnionych dzięki nim korzyści. Paliwa takie dadzą się uzyskać przy użyciu domieszek izooktanu lub eteru izopropylowego. Najważniejszą wadą tego ostatniego jest skłonność do tworzenia nadtlenków w czasie magazynowania, dająca się jednak wyeliminować przy użyciu specjalnych inhibitorów. Eter izopropylowy, wprowadzony przez koncern Standard, jest przedmiotem ataków ze strony Shella, wobec czego na tegorocznym kongres naftowy został przygotowany przez koncern Standard referat, wyjaśniający wszelkie wątpliwości, związane ze stosowaniem eteru izopropylowego w lotnictwie. (Referat ten został przez prelegenta streszczony). Mimo to eter izopropylowy nie jest dotychczas nigdzie stosowany, gdyż potrzeby w dziedzinie paliw o liczbie oktanowej 100 zaspakaja dotychczas całkowicie izooktan.

Wybór typu paliwa zależy od warunków lokalnych w pewnym kraju. Prelegent przeprowadza obliczenia, z których wynika, że roczna produkcja izooktanu przy oparciu o rozporządzalne w Polsce surowce nie przekraczałaby 30 wagonów, a więc byłaby na nasze potrzeby nie dostateczna. W przeciwieństwie do tego eter izopropylowy daje się wytwarzać ze spirytusu, który może być u nas produkowany w bardzo wielkich ilościach.

W dziedzinie silników Diesla rozwój idzie w kierunku budowy silników, zadawalających się paliwami o coraz mniejszej liczbie cetonowej. Wybredność pewnego typu silnika Diesla pod tym względem należy uważać za jego wadę, przy czym wybredność ta może się wyrażać nie tylko w złej pracy silnika na paliwie o liczbie cetonowej za niskiej, ale i za wysokiej. Prelegent zaznacza, że Niemcy wprowadzili u siebie silniki Diesla, powodując się w dużej mierze względami samowystarczalności w dziedzinie paliwa, że jednak obecnie zwracają coraz większą uwagę na silniki gaźnikowe.

Pojawia się na widowni nowa poszukiwana własność paliw: zdolność do pracy przy pewnym ciśnieniu indykowanym i stopniu sprężania przy jak najmniejszym ciśnieniu maksymalnym. Należy się spodziewać badań, któreby pozwoliły na zmniejszenie ciśnień maksymalnych w silniku, stanowiących dziś jedną z ważniejszych przeszkód na drodze rozwoju silników.

Postęp w dziedzinie paliw w przeciągu ostatnich dwóch lat nie dał nowych typów paliw, gdyż paliwa o liczbie oktanowej 100 zostały wprowadzone już od dość dawna; postęp ten polega jedynie na wkroczeniu przez lotnictwa wszystkich większych krajów na drogę stosowania tych paliw, tak że obecnie dalszy kierunek rozwoju silników lotniczych zdaje się nie ulegać wątpliwości.

W dziedzinie olejów prelegent ograniczył się do kilku zaledwie uwag. Najciekawszą zdobyczą techniki współczesnej są oleje syntetyczne o wysokiej jakości, stosowane w niektórych odmianach pod postacią domieszek, mających na celu podwyższenie indeksu wiskozowego oleju. Zasadniczo nowoczesną metodą produkcji olejów pozostaje w dalszym ciągu rafinacja rozpuszczalnikami selektywnymi. Z referatów kongresowych, poświęconych olejom specjalnie ciekawy był referat p. Baxley'a, opisujący nową instalację jednocylindrową do badań olejów.

Na zakończenie prelegent wspomniał w paru słowach o zwiedzonych podczas pobytu za granicą laboratoriach, wyciągając z odbytych wizyt wniosek, że badania z dziedziny paliw i smarów wymagają stworzenia samodzielnej, odpowiednio wyposażonej komórki. Przed Instytutem Technicznym Lotnictwa stoi tu pole do intensywnej pracy, której znaczenie powinno się spotkać ze zrozumieniem władz.

W dyskusji zabrał głos *inż. Bóbr*, wypowiadając kilka uwag na temat możliwości uruchomienia w Polsce produkcji izooktanu i zarzucając prelegentowi nadmierny optymizm. Według oceny mówcy nie należy oceniać naszych możliwości produkcyjnych w tym kierunku wyżej, aniżeli na 15 wagonów rocznie. Tłumaczy się to stosowanym w Polsce systemem krakingu w fazie płynnej, nie sprzyjającym otrzymywaniu tych gazów nienasyconych, które stanowią surowiec wyjściowy do produkcji izooktanu.

Dyr. Milewski zapytał, czy eter izopropylowy jest za granicą produkowany, zaś *ppułk. Brzazgacz* poruszył sprawę inhibitorów, zapytując o ich skład, cenę i skuteczność.

W odpowiedzi prelegent zgodził się na popierające jego tezę sprostowanie inż. Bóbra, dotyczące możliwości produkcji izooktanu. Wyjaśnił dyr. Milewskiemu, że eter izopropylowy nie jest dotychczas nigdzie w regularnej produkcji ze względu na brak większego zapotrzebowania. W odpowiedzi ppułk. Brzazgaczowi prelegent zaznaczył, że inhibitory są produkowane pod nic nie mówiącymi nazwami przez wyspecjalizowane firmy. Skuteczność ich w stosunku do eteru izopropylowego jest jakoby najzupełniej zadawalająca, jednak twierdzenie to opiera się dotychczas jedynie na wynikach doświadczeń koncernu Standard.

Po odpowiedzi prelegenta *inż. Bóbr* wyjaśnił, że koszt inhibitorów nie przekracza ułamka grosza na litr. Na zakończenie przewodniczący zebrania, *inż. Dziewoński*, zwrócił uwagę na konieczność dalej niż dotychczas idącego wykorzystania spirytusu jako surowca do sporządzania paliw silnikowych.

Planowość jako podstawa organizacyjna dynamicznych układów gospodarczych wygłosił dnia 8 października 1937 r. inż. Konrad Jagoszewski.

Streszczenie powyższego odczytu natrafia na pewne trudności z jednej strony z uwagi na oryginalne ujęcie przez prelegenta poruszonych zagadnień z drugiej strony zaś z powodu bogactwa treści. W rezultacie każde nieomal zdanie traktować by należało jako syntetyczne postawienie pewnego problemu, rozwinięcie którego stworzyłoby zupełnie nowe i samodzielne zagadnienie.

Po ustaleniu podstawowych pojęć, dotyczących układu gospodarczego, pod którym rozumieć należy zespół wszystkich wartości gospodarczych i ich przebiegów w przestrzeni i czasie, prelegent na drodze indukcji od obserwowanego układu rzeczowego przeszedł do ustalenia systemu zasad i praw, pozwalających rozumieć i prawidłowo wnioskować o zachowaniu się układu gospodarczego w różnych warunkach jego rozwoju.

Niezbędnym i decydującym o powodzeniu na tej drodze momentem jest posiadanie odpowiedniego systemu wzorców pomiarowych dla przeprowadzenia t. zw. metryki badanego układu. Odpowiedniość doboru tych wzorców opiera się na kilku kryteriach, które ustaliła nauka współczesna, i z których najważniejsze wypowiadają się przeciw używanemu dzisiaj wzorcowi wartości gospodarczych, jakim jest pieniądz złoty bądź oparty na złocie i tym samym oderwany od podstawowych i najpowszechniejszych elementów układu gospodarczego, a m. in. pracy i jej produktów.

Rezultatem niewłaściwego doboru wzorca wartości gospodarczych jest ustawiczne wahanie relacji pieniądza, przede wszystkim obiegowego, w stosunku do podstawowych elementów układu, a więc cen i płac, a co za tym idzie niemożności ustalenia praw gospodarczych, obowiązujących „stale i wszędzie". Innymi słowy układ gospodarczy ogólnie biorąc jest niepoznawalny, i jakąkolwiek próbę znalezienia wytycznych dla praktyki działań gospodarczych należy uważać z góry za chybioną. Wyniki bezpośredniej obserwacji chaosu t. zw. myśli gospodarczej są tu dostateczną ilustracją. W specyficznych warunkach polskich skutki powyższego w sposób niesłychanie jaskrawy uwydatniają się w cyfrach indensów gospodarczych (patrz np. Mały Rocznik Statystyczny), branych zarówno bezwzględnie jak i w odniesieniu do pozostałych państw europejskich.

Najgłębszą przyczynę tego upatruje prelegent w panującym światopoglądzie genetyczno-przyczynowym, którego celem jest ustalanie prawidłowości wiązań formalnych badanych układów nie zaś ich życie w całej bujności i dynamice. Światopogląd ten zapoznając wielowartościowość każdej przyczyny i skutku w układach rzeczowych tworzy zamknięte, statyczne i oderwane od rzeczywistości ich obrazy, nie pozwalające na żadne dedukcje, dotyczące rozwoju badanych zjawisk.

Jedyne wyjście z tej groteskowej sytuacji widzi prelegent w nowym, kształtującym się obecnie światopoglądzie celowo-postulatowym, który postawiając badanym układom całą ich dynamikę, równocześnie dąży do wyznaczenia im właściwych celów i określenia najlepszych środków do celu wiodących.

Właściwy zatem cel układu gospodarczego prelegent rozumie nie w t. zw. interesie (który jest tylko bodźcem), lecz w coraz wyższym i sprawniejszym zaspakajaniu potrzeb gospodarczych człowieka uspołecznionego. Wszystkie zatem środki, jakimi społeczeństwo rozporządza, powinny być w sposób racjonalny i planowy dla realizowania powyższego celu wykorzystane.

Po podaniu kilku przykładów zastosowania powyższej zasady ogólnej do praktycznych zagadnień życia gospodarczego prelegent nawiązując do prac i wyników Pierwszego Polskiego Kongresu Inżynierów stwierdza jak najpilniejszą życiową konieczność opracowania i uruchomienia Państwowego Planu Gospodarczego, stawiającego sobie za cel wielokroć wyższe i sprawniejsze zaspokajanie potrzeb Państwa i społeczeństwa przy użyciu wszystkich środków i sił, którymi rozporządza polski układ gospodarczy.

W dyskusji zabrał głos *por. mg. inż. Jaworski*, uzasadniając błędność poglądu na istnienie jakichkolwiek praw rządzących układem gospodarczym i motywujących działania gospodarcze jedynie egoistycznym interesom poszczególnych ludzi i grup. Zarzucając prelegentowi idealizm w ujmowaniu zjawisk gospodarczych, wyraża żal, iż prelegent nie umotywował swoich tez powołaniem się na uznane autorytety ekonomiczne.

W odpowiedzi prelegent, podając prace nowoczesnych ekonomistów, a więc Pareto, Amonn, Sombart'a, i innych, a z dziedziny logiki myślenia ekonomicznego Biegeleisena, stwierdza, iż odczyt niniejszy jest syntezą na linii ewolucji gospodarczej naszkicowanych przez nich kierunków i wyciągnięciem dedukcji logicznych. Po wyjaśnieniu, jak należy rozumieć pojęcie prawa, prelegent stwierdza, iż w wypadku, gdy dążenie do tworzenia coraz to wyższych, sprawniejszych i bardziej społecznych układów gospodarczych nazywa się idealizmem, to chętnie ten zarzut bierze na siebie.

WIADOMOŚCI

ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Dnia 13 września r. b. zmarł ś. p. Henryk Liefeldt założyciel i współwłaściciel firmy „H. Liefeldt i S. Schiffner", członek naszego Zrzeszenia.

2. Firma „Certus" Chemiczna Fabryka Kleju zgłosiła swoje wystąpienie ze Zrzeszenia P. P. L. z dniem 30 września 1937 r.

3. Kuratorium stypendiów Zrzeszenia dla kształcących się w lotnictwie przyznało stypendia na rok akademicki 1937/38 następującym kandydatom:

Politechnika Warszawska:	
Przybylski Jerzy	zł. 1.500.—
Tomaszewski Kazimierz	zł. 1.500.—
Więckiewicz Henryk	zł. 1.500.—
Politechnika Lwowska:	
Kasprzyk Witold	zł. 1.500.—
Kopacz Stanisław	zł. 1.500.—
Politechnika Gdańska:	
Spychalski Witold	zł. 1.500.—
Państwowa Szkoła Lotniczo - Samochodowa:	
zarezerwowano	zł. 3.000.—
Razem	zł. 12.000.—

4. W myśl ustawy ogłoszonej w Dz. Ust. Nr. 3, poz. 24 za 1936 r., przedsiębiorstwa przemysłowe mogą uzyskać zniżkę stawki ubezpieczeń od wypadków o 25% jej wysokości, o ile przed dniem 1. I. 1938 r. przystąpią do akcji „Bezpieczeństwa Pracy", objętej wymienioną ustawą. Nie przystąpienie do tej akcji spowoduje podwyższenie stawki o jedną kategorię. Cofnięcie podwyższonej stawki może nastąpić jedynie po upływie 6 miesięcy od dnia kontroli inspektora, o ile akcja ta zostanie zapoczątkowana po dniu 1. I. 1938 r.

Zarząd Zrzeszenia postanowił przystąpić do zorganizowania akcji „Bezpieczeństwa Pracy" pośród swych członków, którzy do tej akcji jeszcze nie przystąpili.

5. Urząd Patentowy R. P. ogłosił w Nr. 9 swych wiadomości wykaz nowo udzielonych patentów. W zakresie lotnictwa udzielono patenty na następujące wynalazki:

Nr. 25448. Carl Harold Knudsen (New York, N. Y. Stany Zjednoczone Ameryki). Dwusuwowy silnik spalinowy.

Nr. 25449. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Urządzenie regulacyjne do wtryskowych pompek paliwowych silników spalinowych.

Nr. 25338. Ernst Mahle (Stuttgart, Niemcy). Sposób odlewania tłoka do silników spalinowych, składającego się z dwóch lub więcej różnych stopów.

Nr. 25398. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Magneto do silników spalinowych.

Nr. 25399. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Magneto podwójne.

Nr. 25395. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Cewka zapłonowa do silników spalinowych.

Nr. 25394. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Ekranująca osłona ochronna do świec zapłonowych silników spalinowych.

Nr. 25392. Aeroplanes Morane — Saulnier Societe Anonyme de Constructions Aèronautiques (Puteux, Francja). Szkielet skrzydła lub podobnej części statku napowietrznego, zwłaszcza samolotu.

Nr. 25357. Rheinmetall - Birsig Aktiengesellschaft (Düsseldorf, Niemcy). Złącze stykowe przezroczystych ścianek, zwłaszcza szyb do kopuł stanowisk strzelca na samolotach.

Nr. 25384. Vereinigte Eisenbahn - Signalwerke G. m. b. H. (Berlin — Siemensstadt, Niemcy). Urządzenie do wysyłania sygnałów świetlnych.

NOWE WYDAWNICTWA

WYMAGANA WYTRZYMAŁOŚĆ SAMOLOTU przez inż. F. R. Janika. Str. 83, form. A 4. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Lotnictwa. Warszawa 1937. Cena zł. 2.50.

Praca powyższa jest — jak to sam autor we wstępie zaznacza — komentarzem do wymagań wytrzymałościowych (t. zw. przepisów) stawianych przez Inst. Techn. Lotn. samolotom budowanym w Polsce. Chodzi tu więc przede wszystkim o to, by podać uzasadnienie tych wymagań wytrzymałościowych, które powstały na podstawie pewnych rozważań teoretycznych lub danych pomiarowych. W niektórych miejscach podano odnośną literaturę omawiającą szerzej rozważany wypadek. W rzeczywistości, obok komentarza, praca zawiera całokształt przepisów, a więc także i takie wymagania, które nie wymagają komentarza, jak również czysto formalne wymagania stawiane konstruktorom wzgl. wytwórniom płatowców. Autor podkreśla jednak, że wartości liczbowe zawarte w pracy mogą się różnić od wymagań oficjalnych I. T. L.

Praca została podzielona na trzy rozdziały: I. *Wymagania ogólne*, II. *Warunki obciążeń* oraz III. *Warunki dostatecznej pewności konstrukcji.*

Rozdział pierwszy zawiera szereg wymagań ogólnych, przeważnie formalnych. Rozdział drugi, najobszerniejszy zawiera omówienie rozmaitych przypadków obciążeń samolotu w locie i przy lądowaniu. Zaznacza się tu dążenie do wprowadzania pewnych zależności funkcyjnych między wielkością obciążenia, a (ogólnie) położeniem samolotu, zastępujących nieliczne przypadki obciążeń, jakie zawierają przepisy innych krajów. Do takich zależności należą: *„krzywa wyrwania"*, *„krzywa podmuchów"* oraz *„krzywa lądowania"*; ta ostatnia pojawia się w przepisach po raz pierwszy. Autor omówił te trzy „krzywe" bardzo szczegółowo oraz wskazał na sposoby wyznaczania przy pomocy „krzywej wyrwania" *linii wpływowych* do wyznaczania obciążeń dla poszczególnych części konstrukcyjnych płatowca.

Ustęp dotyczący rozkładu sił obciążających skrzydło, lotkę i usterzenia podaje konstruktorowi możność ustalenia tego rozkładu w każdym wypadku w sposób możliwie najbardziej zbliżony do rzeczywistości. Dotychczasowe przepisy polskie poruszały zagadnienie to w sposób niedostateczny.

Ostatni rozdział „Warunki dostatecznej pewności konstrukcji" wykazuje nową na gruncie polskim dążność do ustalania pewnych współczynników pewności nie tylko w stosunku do granicy wytrzymałości materiału, lecz również w stosunku do granicy plastyczności, co ma na celu z jednej strony lepsze zapewnienie bezpieczeństwa, z drugiej — lepsze wykorzystanie materiału. Przy określaniu „naprężeń" dopuszczalnych autor wprowadza pewien współczynnik faworyzujący materiały ciągliwe posiadające większe wydłużenia procentowe próbki, a tym samym stosunkowo większą pracę zerwania. Poza tym rozdział ten omawia warunki sztywności konstrukcji ze względu na drgania części płatowca oraz ze względu na dopuszczalne wielkości odkształceń.

Praca powyższa oparta na projekcie przepisów wytrzymałości samolotu winna się znaleźć w ręku każdego konstruktora płatowców.

T. Cz.

PRZYPOMINAMY

O UREGULOWANIU PRENUMERATY ZA KWARTAŁ IV.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI.
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35 tel. 2.08.52, godziny przyjęć: administracja — codziennie w godz. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

4290 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.